S.E. 210 "CARAVELLE VI R"

Schulungsunterlagen

T 41 a	
T 41 I	SERVICING AIR CONDITIONING
T 42 b	ALK CONDITIONING AUTO PILOT
T 42 c	AUTO PILOT
T 42 d	COMMUNICATIONS
T 42 e	ELECTRICAL POWER
	EQUIPMENT FIRE PROTECTION
T 42 g	FLIGHT CONTROL
T 42 h	FUEL
	HYDRAULIC POWER
	ICE AND RAIN PROTECTION
T 42 k	INSTRUMENTS PROTECTION
T 42 1	LANDING GEAR
T 42 m	LIGHTS
T 42 n	NAVIGATION
T 43 a	STRUCTURE GENERAL
T 43 b	DOORS/WINDOWS
T 45 a	POVER PLANT GENERAL
Т 45 ъ	ENGINE OPERATION ENGINE DESCRIPTION
Т 45 с	ENGINE DESCRIPTION
T 45 d	ENGINE FUEL AND CONTROL
T 45 e	COMPRESSOR AIRFLOW CONTROL
T 45 f	AIR
T 45 g	OIL-SYSTEM
T 45 h	OIL-SYSTEM COOLING AND SEALING AIR
T 45 1	POWER PLANT DRAINS
T 45 j	ENGINE CONTROLS
T 45 k	EXHAUST
T 45 1	STARTING AND IGNITION
T 45 m	ENGINE INDICATING
T 45 n	ACCESSORY GEAR BOX
1 45 0	ENGINE TROUBLE SHOOTING
T 45 p	GROUND RUNNING
T 45 x	OPERATION OF AVON 533 R ENGINE

AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

GENERAL INFORMATION

(S.E. 210, ATA-Ref. 6,7,8,9,10 u. 13)

T 41 a

Greda

Bearbeitet:
Ausgabe:

2/1/63

GENERAL INFORMATION

Inhal tsangabe

Abmessungen

Gewichte

Schwerpunkt

Aufbocken

Nivellieren und Wiegen

Schleppen und Rollen

Abstellen und Verankern

ABMESSUNGEN

WING

Span (Spannweite) Total area (Fläche) Chord in symmetry plane (Profilsehne a.d. Längsachse) Tip chord (Profilsehne am Flächenende) Sweepback (Pfeilung): at leading edge Sweepback (Pfeilung): at 25 % MAC (misslare acrodyn Provilence 19059120" Sweepback (Pfeilung): at trailing edge Dihedral (V-Stellung) Setting angle (Einstellwinkel)

WING FLAPS

Washout (Schränkung)

Chord (Profilsehne) Span (Spannweite) Total area (Fläche) Extension (Maximale Ausfahrstellung)

AILERONS

Chord (Profilsehne) Span (Spannweite) Total area (Fläche) Deflection (Ausschlagwinkel)

SPEED-BRAKES

Dimensions of upper panel (Fläche) Dimensions of lower panel (Fläche) Upper panel travel angle (Ausfahrwinkel) Lower panel travel angle (Ausfahrwinkel)

SPOILERS

Total span (Spannweite) Chord (Profilsehne) Total area (Fläche) Extension (Ausfahrwinkel)

34,3 m (1350.39 in) 146,7 m² (1579 sq.ft) 6.3267 m (249.08 in) 2,2391 m (88.15 in) 22°56'40" 10°28'50" 30

> 1,225 m (48.22 in) 10,05 m (395.66 in) 12,35 m² (132.93 sq.ft) 35°

0,7 m (27.55 in) 5,52 m (217.32 in) 3,93 m² (42.30 sq.ft) ± 20°40'

 $2,35 \,\mathrm{m} \times 0,166 \,\mathrm{m} \,(92.51 \,\times\,6.53 \,\mathrm{in})$ $2,35m \times 0,4m (92.51 \times 15.74 in)$ 70° 75

3,510 m (138.18 in) 0,45 m (17.71 in) 1,579 m (16.99 in) 60°



FUSELAGE

Overal	l length (Ges	amtlänge)			32,01 m	(1260.23	in)
Cylind	rical section	diameter (Ma	x. Ø d.	Rumpfes)	3,2 m (1	25.98 in)	
Cylinda	rical section	length (L. d	. zyl. R	umpfsektion)	16,165 m	(636.41	in)

HORIZONTAL STABILIZER

Span (Spannweite)	10,6 m (417.32 in)
Total area (Fläche)	28 m ² (301.39 sq.ft)
Chord in symmetry plane (Profilsehne a.d. Längsachse)	3,76 m (148.03 in)
Tip chord (Profilsehne am Ende)	1,52 m (59.84 in)
Sweepback (Pfeilung): at leading edge	34°20'
Sweepback (Pfeilung): at 25 % MAC	30°
Sweepback (Pfeilung): at trailing edge	14 ⁰ 36'
Dihedral (V-Stellung)	10
Setting angle (Einstellwinkel)	+ 10

ELEVATOR

Span (Spannweite)	5,08 m (200 in)
Total area (Fläche)	3,23 m ² (34.76 sq.ft)
Deflection (Ausschlagwinkel)	- 30° + 12°

VERTICAL FIN

Total area (Fläche)	15,623 m ² (168.16 sq.ft)
Root chord (Profilsehne an der Wurzel)	5,5 m (216.53 in)
Tip chord (Profilsehne am Ende)	1,6014 m (63.04 in)
Sweepback (Pfeilung): at leading edge	45°
Sweepback (Pfeilung): at 25 % MAC	37 [°] 54'
Sweepback (Pfeilung): at trailing edge	6°30'

RUDDER

	4,635 m (182.48 in)
Total area (Fläche)	5,14 m ² (55.32 sq.ft)
Deflection (Ausschlagwinkel)	± 24°

ENGINE NACELLES

Length	(Länge)			5,778 m (227.48	in)
Center	section	diameter	(Durchmesser)	1,2786 m (50.33	in)



MAIN LANDING GEAR

Shock absorber travel (Federweg)
Tire size (Reifendimension)

0,3233 m (12.72 in) 35 in x 9.00 in x 17 in

NOSE LANDING GEAR

Shock absorber travel (Federweg)
Tire size (Reifendimension)
Nose wheel castering (Steuerwinkel)

0,32 m (12.59 in) 26 in x 7.75 in x 13 in ± 50°

LANDING GEAR

Wheel base (Radstand)
Tread (Spur)

11,79 m (464.17 in) 5,21 m (205.11 in)

GEWICHTE

Maximum take-off gross weight

Maximum landing weight

Empty weight in operating condition

Zero fuel weight

110 200 lbs 507 105 000 lbs 47,6 62 900 lbs 27,5 79 400 lbs 37,0



SCHWERPUNKT

Die Lage des Schwerpunktes wird in Prozenten der "mean aerodynamic chord" (Mittlere aerodynamische Profilsehne) ermittelt.

Der Schwerpunkt muß innerhalb folgender Limits fallen:

AUFBOCKEN

1. Allgemein

Das Aufbocken der Caravelle kann mittels dreier jacks (Hebeböcke), die unter in der Hauptstruktur montierbaren "jacking pads" angreifen, vorgenommen werden.

Sollte diese Methode des Aufbockens unmöglich sein, so können zum Aufbocken "cradles" oder "dollies" (Stützgeräte), die bei den "main fuselage frames" und "wing ribs" angeordnet werden, Verwendung finden.

2. Heben

A. Jacking points

Zum Aufbocken sind an der Caravelle drei jacking points vorgesehen. Zwei befinden sich an den Tragflächenunterseiten bei rib 44. Die Maximalbelastung beträgt an diesen Punkten 20 Tonnen. (44 093 lbs). Der dritte befindet sich an der Rumpfunterseite bei frame 60. Maximalbelastung: 9,6 Tonnen (21 164 lbs).

Ein vierter jacking point (Maximalbelastung: 3,6 Tonnen - 7 936 lbs) befindet sich an der Rumpfunterseite bei frame 17; an dieser Stelle kann ein kleinerer Hebebock angebracht werden, etwa zum Aufbocken des Rumpfvorderteiles oder beim Aufbocken des ganzen Flugzeuges in Verbindung mit den drei grossen Hebeböcken zum Abstützen.

Bei allen vier jacking points können jacking pads angeschraubt werden.

Vorsicht: Vor Absenken eines aufgebockten Flugzeuges muß auf alle Fälle der kleine Hebebock beim Rumpfvorderteil entfernt werden, um eine Überbelastung von frame 17 zu verhindern.

- B. Abstand zwischen jacking points und Boden
 Genaue Angaben über den Abstand zwischen jacking points und
 Boden unter verschiedenen Bedingungen sind aus Abb. 6 ersichtlich.
- C. Gewicht und Center of gravity location limits für jacking
 Abb. 7 zeigt ein Diagramm, in dem die Gewichts- und center of
 gravity location limits dargestellt sind, die beim Aufbocken
 des Flugzeuges berücksichtigt werden müssen.
- D. Gewicht und center of gravity location limits für jacking

 bei frame 17.

 Abb. 8 zeigt ein Diagramm, in dem die Gewichts- und C.G. location limits dargestellt sind, die beim Aufbocken des Rumpfvorderteiles bei frame 17 zu beachten sind.

E. Aufbocken

(1) Montiere an jedem jacking point den entsprechenden jacking pad. Grumdsätzlich können zwei Typen von jacking pads verwendet werden:

(a) bei frame 17

- (Tool Nr. S. 07.100-1) NATO jack pad mit rundem Kopf. Verwende einen Zapfenschlüssel zum An- und Abschrauben.
- (Tool Nr. S. 07.107) BNAé jack pad mit halbrunder Ausnehmung und angegossenen Griffen.

(b) bei ribs 44

- (Tool Nr. S. 07.101-1) NATO jack pad
- (Tool Nr. S. 07.101) BNAé jack pad
- (c) bei frame 60
 - (Tool Nr. S. 07.100-1) NATO jack pad
 - (Tool Nr. S. 07.100) BNAé jack pad
- (2) Bringe die jacks (Hebeböcke) in Position
 - (a) bei frame 17
 - (Tool Nr. S. 07.200) safety jack
 - (b) bei ribs 44 und frame 60
 - 21 Tonnen (46 297 lbs) standard jacks (Tool Nr. S. 07.108).
- (3) Entferne die Bremsklötze und löse die Bremser vor Inbetriebnahme der jacks.
- (4) Bediene alle jacks gleichzeitig, um das Flugzeug möglichst waagrecht zu halten.
 - <u>Vorsicht</u>: Der safety jack bei frame 17 darf nicht zum Heben verwendet werden, wenn das ganze Flugzeug aufgebockt wird.
- (5) Schraube während des ganzen Anhebens immer wieder die jack safety locks nach (Tool Nr. S. 07.108). um ein Nachgeben der jacks zu verhindern.
- (6) Vermeide jede Bewegung des Flugzeuges während es auf den Hebeböcken ruht.
- (7) Bringe Leitern und andere Bodengeräte so an, daß sie im Falle eines Versagens der jacks nicht die Struktur beschädigen.



- (8) Das Flugzeug darf nicht mehr angehoben werden als unbedingt notwendig ist. Außerdem müssen die jack •perating limitations genau beachtet werden.
- (9) Sollte es notwendig sein, das Flugzeug außerhalb des Hangars aufzubocken, so muß es gegen den Wind aufgestellt werden.

 Vorsicht: Übersteigt die Windgeschwindigkeit 16 km/h (9kts), so sollte das Flugzeug nicht auf Hebeböcke gestellt werden, außer es wurde an allen mooring points festgezurrt.

 Wenn die Windgeschwindigkeit 32 km/h (18 kts) übersteigt, darf die Maschine nicht aufgebockt werden.

F. Heben des Flugzeuges zwecks Hauptradwechsels

Der Austausch eines Hauptfahrwerksrades kann unter Verwendung folgender Geräte vorgenommen werden:

- Ein fahrbarer Hebebock (Tool Nr. S. 32.332) zum Heben des betreffenden Räderpaares.
- Eine Rampe (Tool Nr. S. 32.330), um die beiden hintereinander liegenden Räder eines Hauptfahrwerkes zu wechseln. Wird die Rampe benützt, so darf das Gewicht des Flugzeuges 44 Tonnen (97 003 lbs) nicht überschreiten.

Die auf der Rampe ruhenden Reifen sollten, wie folgt, aufgeblasen werden:

Vordere Räder: 8 kp/cm² (113,79 psi) Hintere Räder: 11,7 kp/cm² (166,41 psi)

Vorsicht: Überprüfe Reifenzustand vor Druckerhöhung.

Das Flugzeug kann unter Verwendung einer Schleppstange entweder von vorne oder hinten auf die Rampe gerollt werden.

Die Rampe soll jedoch nur bei einem der nachstehend angeführten Fälle verwendet werden.

- Ein undichter Reifen des vorderen oder hinteren Räderpaares.
- Zwei undichte Reifen auf derselben Seite des Fahrwerkes.



G. Heben des Flugzeuges zwecks Austauschen eines Bugrades

Folgende Geräte werden benötigt:

- Ein Bugfahrwerk-Hebebock (Tool Nr. S. 07.104)
- Ein Bugfahrwerk-Hebebock adapter (Tool Nr. S. 32.100)
- Eine Sicherheitsstütze (Tool Nr. S. 07.201) bei frame 60, um ein Umkippen des Flugzeuges zu verhindern.

3. Stützen

Ein Stützen des Rumpfes oder der Tragflächen kann während größerer Reparaturen erforderlich sein, um eine Deformierung der Struktur zu vermeiden. Ebenso kann es notwendig sein, wenn ein normales Heben mittels Hebeböcke unmöglich ist.

Der Flugzeugrumpf soll grundsätzlich bei den main frames gestützt werden, besonders bei den frames 13, 16, 41, 48, 50, 53 und 60.

Bezüglich der Tragflächen sollen die Stützgeräte unter die main ribs bzw. die ribs 2, 18 und 39 gestellt werden.

NIVELLIEREN UND WIEGEN

1. Nivellieren

Zum Nivellieren des Flugzeuges stelle 3 Hebeböcke bei den jacking points bei den Tragflächen ribs 44 und bei Rumpf frame 60 auf.

<u>Beachte</u>: Nivellieren sollte bei Windstille durchgeführt werden.

Stelle ein Nivelliergerät auf.

Betätige die Hebeböcke bei rib 44 bis die Punkte 2G und 2D auf gleicher Höhe sind.

Betätige den Hebebock bei frame 60 bis beide Punkte 25 G und 29G auf gleicher Höhe sind.

Zum schnellen Nivellieren des Flugzeuges verwende eine Wasserwaage. Zur Anbringung der Wasserwaage sind im vorderen Frachtraum bei den frames 22 und 25 entsprechende Konsolen.

2. Wiegen

Immer, wenn der Schwerpunkt sich infolge des Einbaues neuer Geräte oder infolge größerer struktureller Reparaturen geändert haben könnte, sollte das Flugzeug gewogen werden, um den Schwerpunkt neu zu ermitteln. Das Flugzeug kann sowohl auf den Rädern stehend als auch aufgebockt gewogen werden.

Die Waagen werden, wie folgt, angeordnet:

- Eine unter jedem Hebebock bei rib 44 oder unter dem Hauptfahr-werk.
- Eine dritte unter dem Hebebock bei frame 60 oder unter dem Bug-fahrwerk.

Beachte: Der Boden, auf dem die Waagen aufgestellt werden, muß horizontal sein.

A. Wiegen auf Hebeböcken (Fahrwerk ausgefahren)

P, ist das Gewicht auf den Hebeböcken bei rib 44.

P2 ist das Gewicht auf dem Hebebock bei frame 60.

D ist die Distanz zwischen frame 7 und dem Schwerpunkt (C.O.G.) in Metern.

$$D = \frac{P_1 \times 11.8956 + P_2 \times 23.9985}{P_1 + P_2}$$

Schwerpunkt
$$\% = \frac{D - 12.5722 \times 100}{4.6081}$$

B. Wiegen auf den Rädern

 P_{3} ist das Gewicht auf den Bugfahrwerksrädern

P, ist das Gewicht auf den Hauptfahrwerksrädern

D ist die Distanz zwischen frame 7 und dem Schwerpunkt (C.O.G.) in Metern.

$$D = \frac{P_3 \times 3.0305 + P_4 \times 14.9451}{P_3 + P_4}$$

Schwerpunkt
$$\% = \frac{D - 12.5722 \times 100}{4.6081}$$

Die Lastverteilung auf die Räder der Hauptfahrwerke ist ungefähr:

SCHLEPPEN UND ROLLEN

1. Schleppen

A. Schleppen am Bugfahrwerk

- (1) Erforderliche Geräte
 - Traktor
 - nose gear tow bar (Zugstange) Tool Nr. S. 09.106
 - safety pins (Blockierstifte) für Haupt- und Bugfahrwerk Tool Nr. S. 32.212

Beachte: Verwende nur von SUD-AVIATION zugelassene Schlepp-geräte.

(2) Arbeitsvorgang

(a) Vorbereitung

Vorsicht: Die safety pins des Fahrwerkes sollen immer dann angebracht werden, wenn sich das Flugzeug auf dem Boden befindet oder gezogen wird.

- Überprüfe, ob keine Geräte das Schleppen behindern.
- Lockere die Bremsen und überprüfe, ob das Brems-Hydrauliksystem aufgeladen ist.
- Während des Schleppens muß immer jemand im Cockpit bleiben, um, wenn erforderlich, die Bremsen betätigen zu können.
- Zwei Personen müssen zur Beobachtung der Tragflächen herangezogen werden.

Vorsicht: Infolge der starken Pfeilung erscheinen die Tragflächen, vom Cockpit aus gesehen, wesent-lich kürzer als sie tatsächlich sind.

- Bringe die Zugstange an.

<u>Vorsicht</u>: Verwende nur safety pins, die für dieses Flugzeug entworfen wurden.

- Kupple den Traktor an.

(b) Ziehen

Wenn die Steigung mehr als 5° beträgt, darf das Flugzeug nicht am Bugfahrwerk gezogen werden.

- Der Winkel zwischen Ziehrichtung und Boden soll 20° nicht übersteigen.
- Der auf dem Bugfahrwerk markierte Steuerwinkel (50°) darf nicht überschritten werden.
- Maximale Zugkraft beim Bugfahrwerk ist 5 800 kg (12 780 lbs) ± 3 %.

Beachte: Die Reaktion des Federbeines kann beim Stoppen eine schwingende Bewegung des Flugzeuges hervorrufen. Es ist daher notwendig, daß rund um das Flugzeug genügend Platz freigemacht wird.

B. Ziehen am Hauptfahrwerk

(1) Grund

Ziehen des Flugzeuges auf weichem Untergrund. Ziehen am Hauptfahrwerk kann auf zwei verschiedene Arten durchgeführt werden:

- von vorne
- von hinten

(2) Erforderliches Gerät

- Traktor
- Sicherheitsstrebe bei frame 60, Tool Nr. S. 07.201
- nose gear steering yoke (Steuerstange), Tool Nr. S. 09.108
- Schleppbügel für die Hauptfahrwerke, Tool Nr. S. 09.105
- Safety pins für Haupt- und Bugfahrwerk, Tool Nr. S. 32.212

Beachte: Verwende nur Ziehgeräte, die von SUD-AVIATION zugelassen wurden.

(3) Vorgang

(a) Vorbereitung

Vorsicht: Die safety pins des Fahrwerkes sollen immer dann angebracht werden, wenn sich das Flugzeug auf dem Boden befindet oder gezogen wird.

- Überprüfe, ob keine Geräte das Ziehen behindern können.
- Lockere die Bremsen, und überprüfe, ob das Brems-Hydrauliksystem aufgeladen ist.
- Postiere im Cockpit einen Mann, der im Notfall die Bremsen betätigen kann und zwei Beobachter bei den Tragflächenenden.

Vorsicht: Infolge der starken Pfeilung erscheinen die Tragflächen, vom Cockpit aus gesehen, wesentlich kürzer als sie tatsächlich sind.

- Kein Ziehen soll vorgenommen werden, wenn die Bodenverhältnisse ungünstig sind. Wenn notwendig, so sollte der Boden mit geeigneten Materialien bedeckt werden: Rampen, Stahlgitter usw.....
- Das nose gear soll mittels des steering yoke gesteuert werden.

(b) Ziehen bei den Vorderrädern

Details: Befestige den towing yoke an den vorderen
Hauptfahrwerksrädern. Befestige den nose gear
steering yoke. Mache die Räder frei und lege
Stahlgitter unter sie, um den Boden zu verstärken.

Beachte: Während des Ziehens soll der Traktor möglichst in der Längsachse des Flugzeuges gehalten werden. Die maximale seitliche Abweichung des ziehenden Traktors von der Längsachse des Flugzeuges darf auf keinen Fall die Spur des Hauptfahrwerkes überschreiten.

Beim Vorwärtsziehen ist die seitliche Abweichung des Traktors durch das Bugfahrwerk be-

Vorsicht: Verwende keine anderen shear pins (Abscherstifte) als jene, die für das Flugzeug entworfen wurden.

Maximal zulässige Ziehbelastung auf jedem Hauptfahrwerk beträgt 12 600 kg (27 780 lbs).

(c) Ziehen bei den rückwärtigen Rädern

grenzt.

Die folgenden Anweisungen sollen sowohl beim Ziehen als auch beim Schieben nach rückwärts beachtet werden:

- Schieben nach rückwärts bei normalen Bedingungen.
Grundsätzlich ist jede Schwerpunktposition akzeptabel. Es muß jedoch darauf geachtet werden, beim
Schieben ein plötzliches Anhalten zu vermeiden.

Beachte: Es wird empfohlen, bei frame 60 eine Sicherheitsstrebe (Tool Nr. S. 07.201) zu verwenden.

2. Rollen

Warnung: Es ist unbedingt notwendig, daß das Bodenpersonal in einer genügenden Entfernung von rollenden Flugzeugen bleibt, um jedes Risiko einer Verletzung auszuschließen. Es ist auch wichtig, vor Triebwerksstart das Rollfeld von allen Materialien und Gegenständen, die vom Düsenstrahl weggeblasen oder vom Triebwerk angesaugt werden könnten, freizumachen.



ABSTELLEN UND VERANKERN

1. Parken

- A. Stelle das Flugzeug immer gegen den Wind auf.

 Beachte: Bei Frost sollten die Räder auf einer Lage Sand

 (15 mm hoch) ruhen.
- B. Stelle vor und hinter die Hauptfahrwerksräder Bremsklötze.

 Bei ungünstigen atmosphärischen Bedingungen können auch beim

 Bugfahrwerk Bremsklötze vorgelegt bzw. die Parkbremse verwendet werden.
- C. Bringe die safety pins an Haupt- und Bugfahrwerk an.
- D. Überprüfe, ob die static dischargers das Flugzeug richtig erden.
- E. Bringe an den Federbeinen Schutzbezüge an, wenn das Flugzeug auf längere Zeit abgestellt wird. Verankere das Flugzeug, wenn nötig.

 Vorsicht: Die Federbeine gestatten eine gewisse Bewegungsfreiheit (Wind); daher müssen Arbeitsgestelle und andere Geräte aus der Reichweite des Flugzeuges geschafft werden, um jede Beschädigung zu vermeiden.
- F. Bringe alle Schutzbezüge wie air intake covers, Pitot covers, static port covers usw. an.



2. Verankerung

- A. Befestige an den folgenden Stellen mooring rings:
 - Tool Nr. S. 10.200 bei ribs 44
 - Tool Nr. S. 10.201 bei ribs 24
 - Tool Nr. S. 10.210 bei den frames 17 und 60.
- B. Ziehe die Ringe, die fix am Bugfahrwerk angebracht sind, heraus.
- C. Verankere das Flugzeug mit 25 mm Seilen (0,98 inch).

 Vorsicht: Ziehe die Seile nicht ganz an, um eine unnötige Belastung der Tragflächen zu vermeiden, wenn bei den Reifen oder dem Federbein auf der anderen Seite die Luft ausgeht.

GENERAL INFORMATION

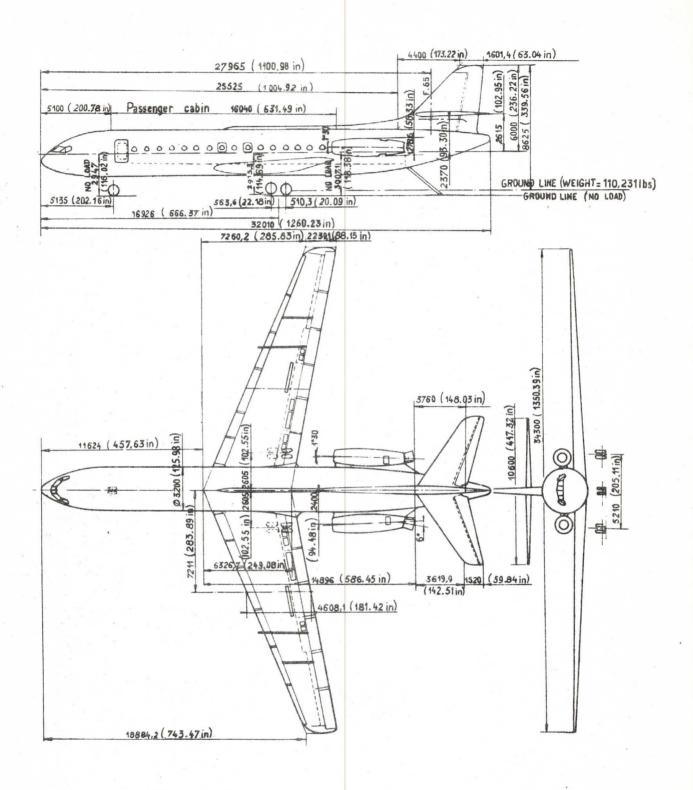
(ATA-Ref. 6,7,8,9,10 u. 13)

Abbildungsverzeichnis

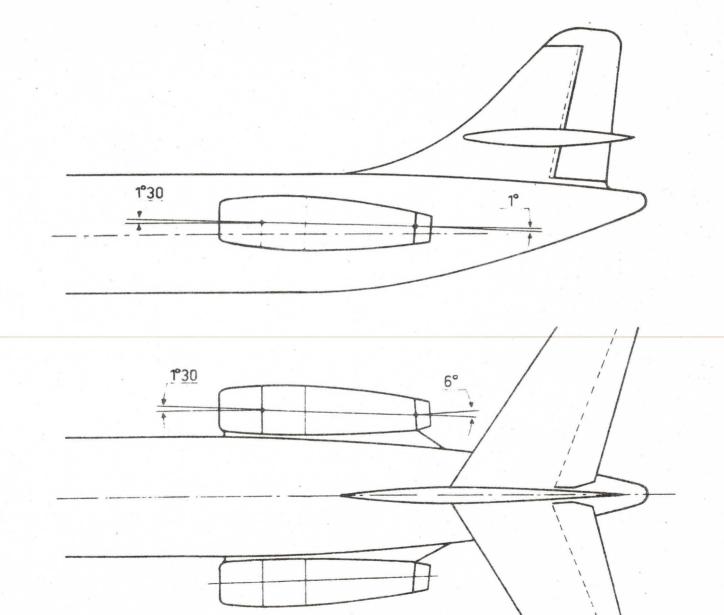
T	41	a.	1	General view
T	41	a	2	Airplane dimensions
T	41	а	3	Engine installation
T	41	a	4	M.A.C. location
T	41	a	5	Jack points
T	41	a	6	Distance between ground and jack points
T	41	a	7	Weight and C.G. location limits for jacking
T	41	a	8	Weight and C.G. location for jacking at frame 17
T	41	a	9	Lifting for wheel change
T	41	a	10	Shoring
T	41	a	11	Levelling
T	41	a	12	Weighing
T	41	a	13	Turning radius
T	41	a	14	Towing by nose gear
\mathbf{T}	41	a	15	Towing by main gear
T	41	a	16	Danger areas
T	41	а	17	Parking
T	41	a	18	Mooring
T	41	a	19	Placards on fuselage
T	41	a	20	Placards on wings
\mathbf{T}	41	a	21	Placards on stub and nacelle
T	41	a	22	Placards on nose and main landing gear
T	41	a	23	Cable coding
T	41	a	24	Line coding
\mathbf{T}	41	a	25	Line coding
T	41	a	26	Line coding
T	41	a	27	Table of materials
T	41	a	28	Cockpit panels
				Т 41 а

AUSTRIAN AIRLINES





T 41 a 2 AIRPLANE DIMENSIONS





T 41

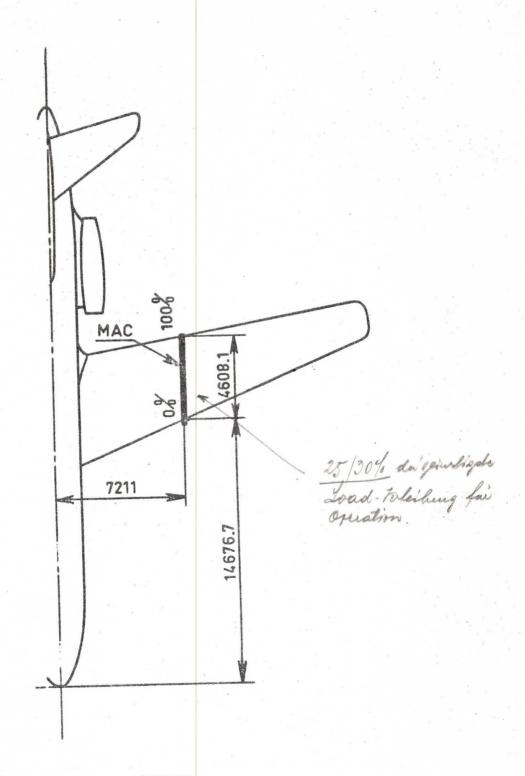
B

w

ENGINE INSTALLATION



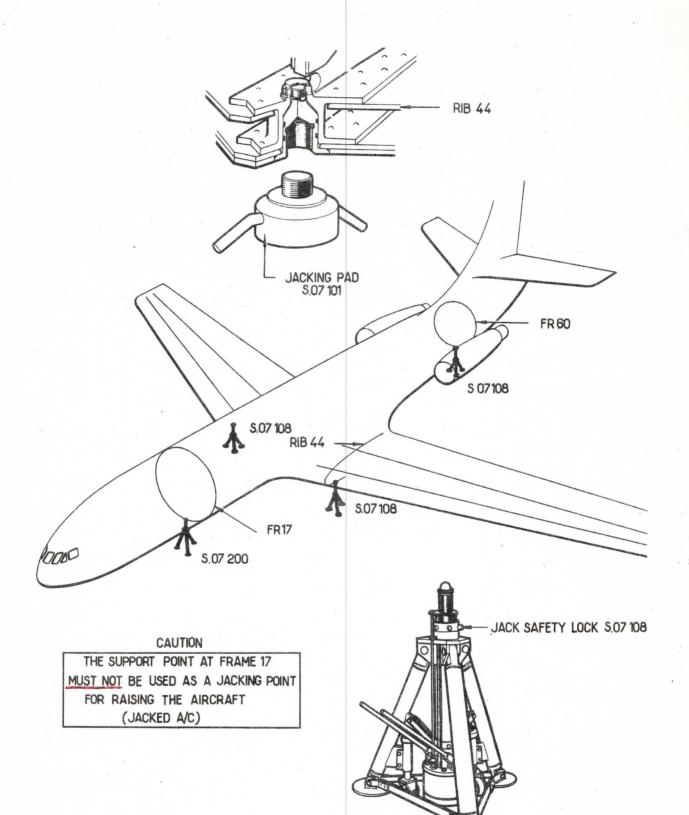




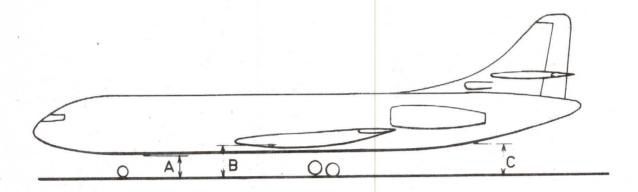
T 41 a 4 M.A.C. LOCATION

Millere arrodinamente Bobilsohne



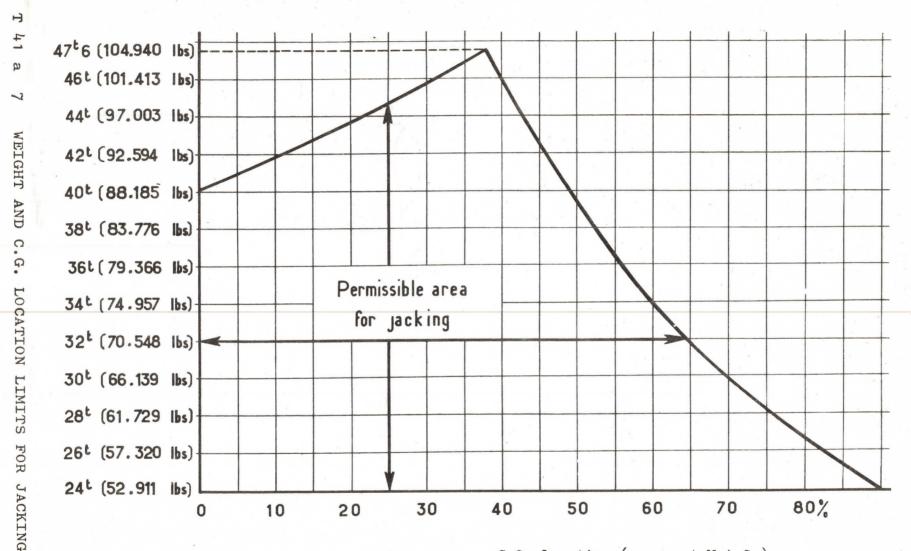


T 41 a 5 JACK POINTS



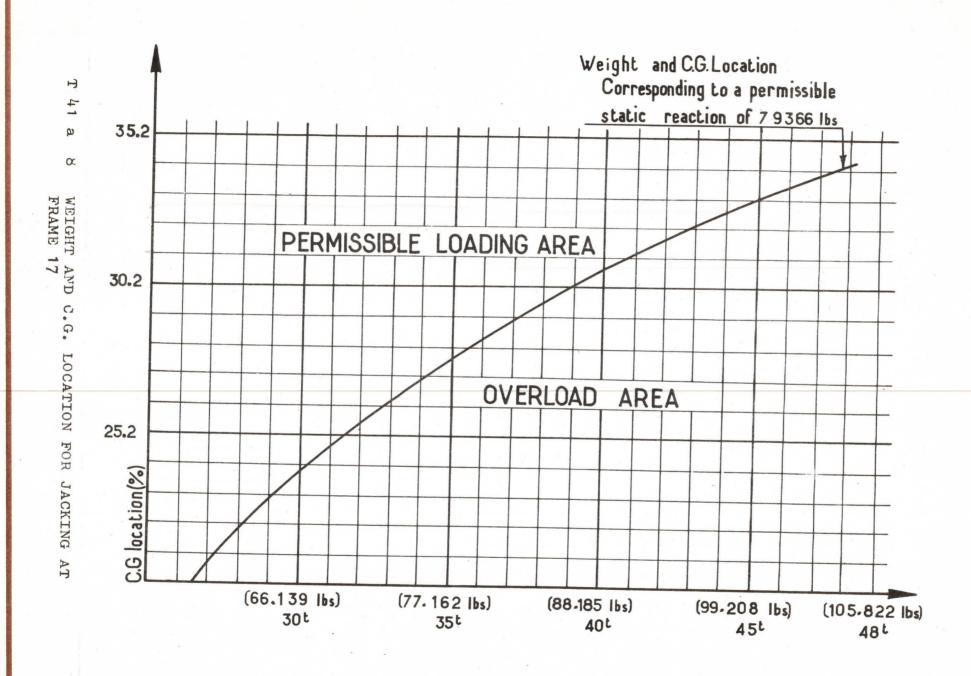
		Distance		
Nose gear condition	Main gear condition	A: mm (in.)	B: mm (in.)	C: mm (in.)
Tires deflated, shock strut fully collapsed	Tires deflated, shock absorbers fully collapsed	870 (34.25)	1214 (4 7 . 79)	1400 (55.11)
Tires inflated, shock strut fully extended	Tires inflated, shock absorbers fully extended	1301 (51.22)	1725.5 (68.01)	1949.5 (76.75)
Tires inflated, shock strut fully extended	Tires deflated, shock absorbers fully collapsed	1244 (48.97)	1 3 21 (52)	1068 (42.04)
Tires deflated, shock strut fully collapsed	Tires inflated, shock absorbers fully extended (Rear bogie just touching the ground)	935 (36 . 81)	1607 (63.26)	2 337 (92)
Airplane lifted for L/ Minimum required dista (Zero clearance)	1397 (55)	1763.4 (69.42)	1985.5 (78.16)	

T 41 a 6 DISTANCE BETWEEN GROUND AND JACK POINTS



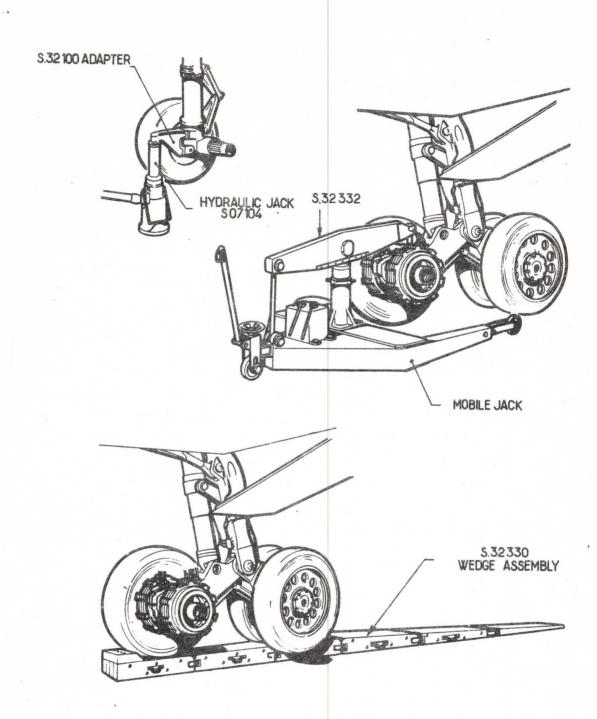
C.G. location (per cent M.A.C.)



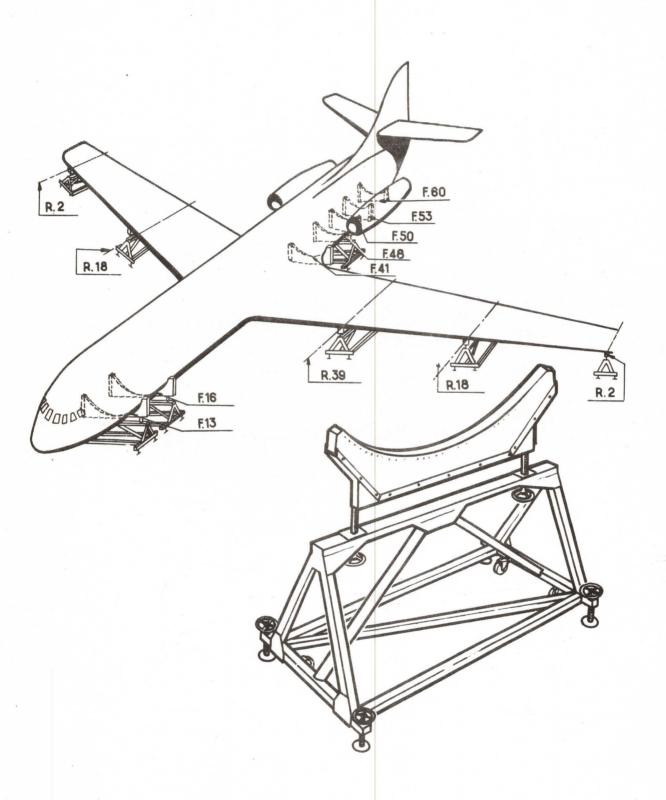


AUSTRIAN AIRLINES

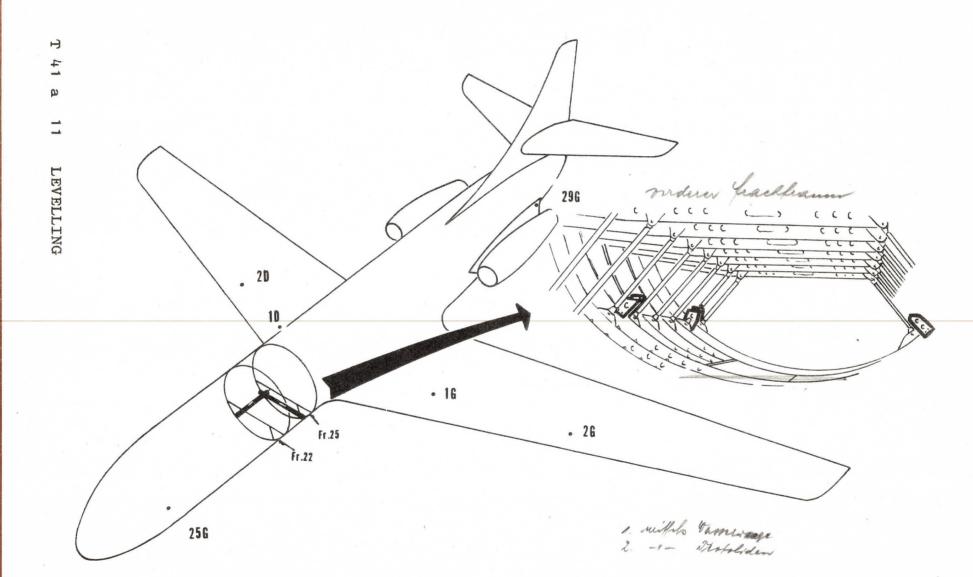




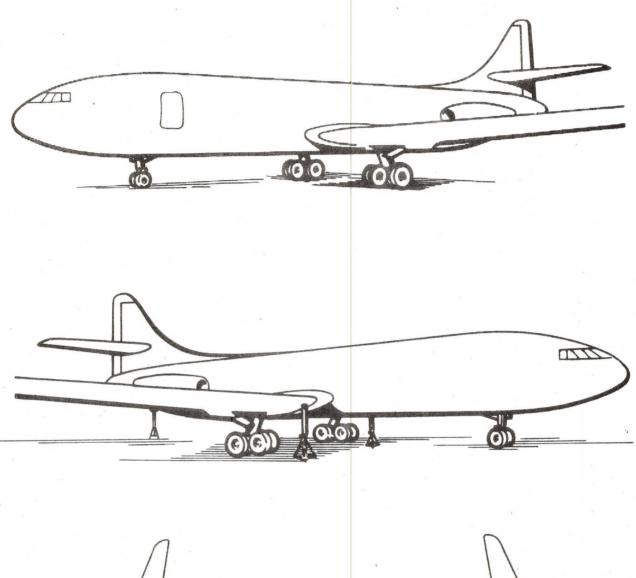
T 41 a 9 LIFTING FOR WHEEL CHANGE

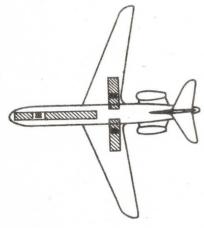


T 41 a 10 SHORING

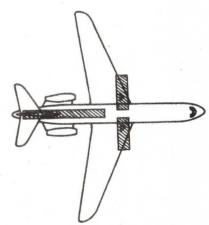


NUR ZUR AUSBILDUNG



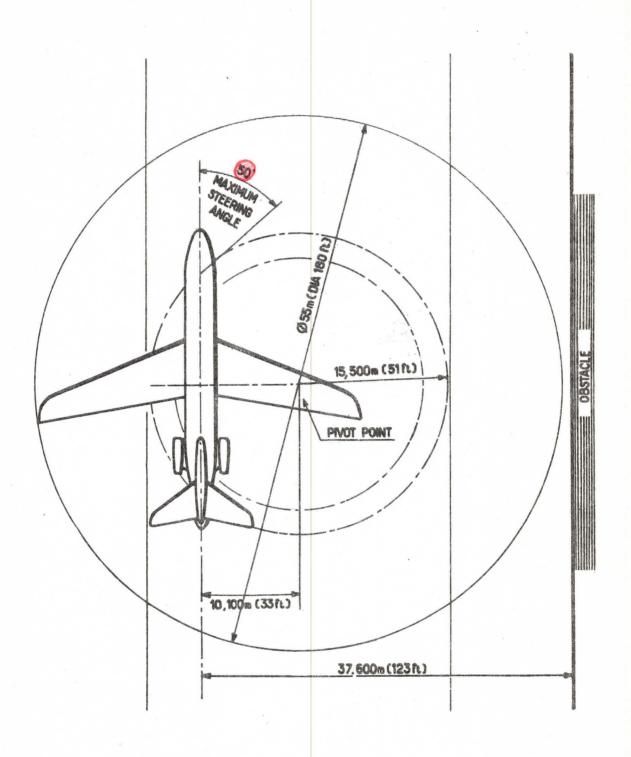




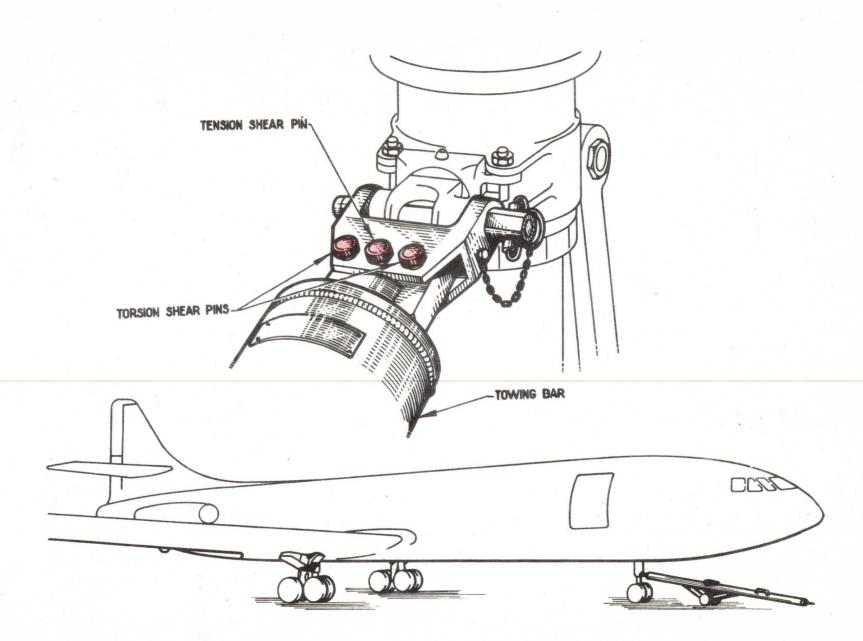


AUSTRIAN AIRLINES

,.UA

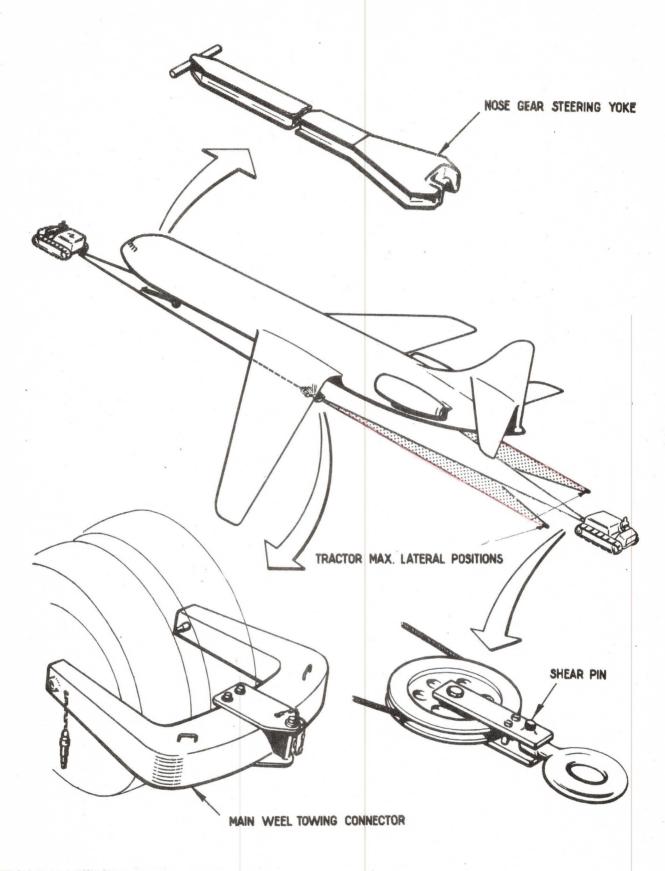


T 41 a 13 TURNING RADIUS



T 41 a 14 TOWING BY NOSE GEAR





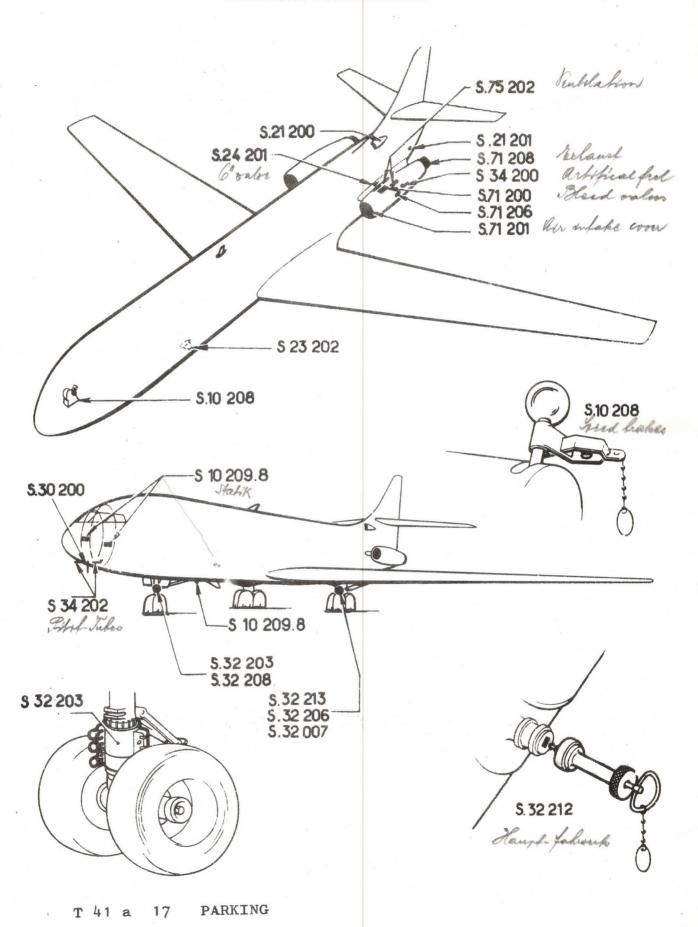
T 41 a 15 TOWING BY MAIN GEAR

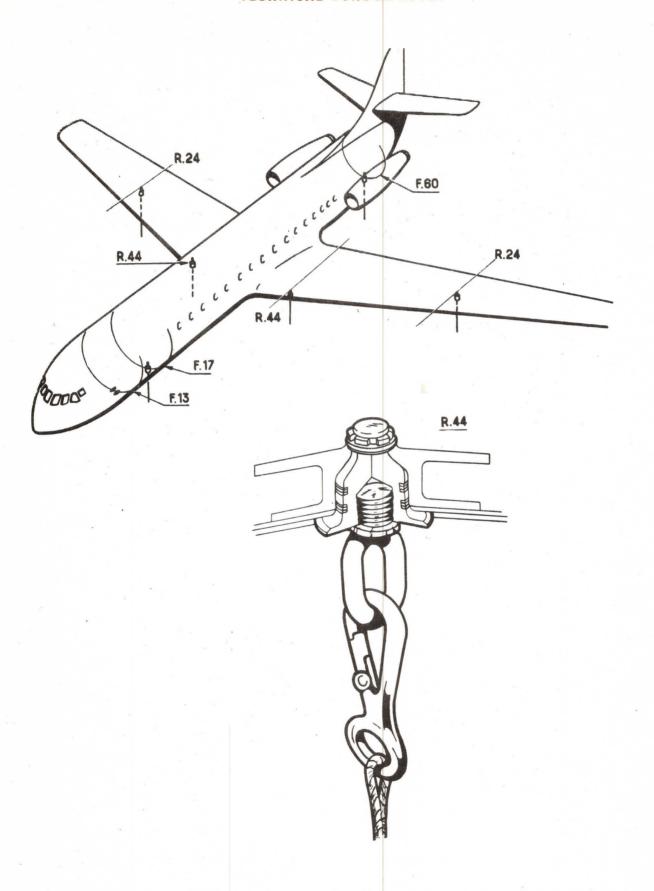
16

DANGER AREAS

TO ENGINE START





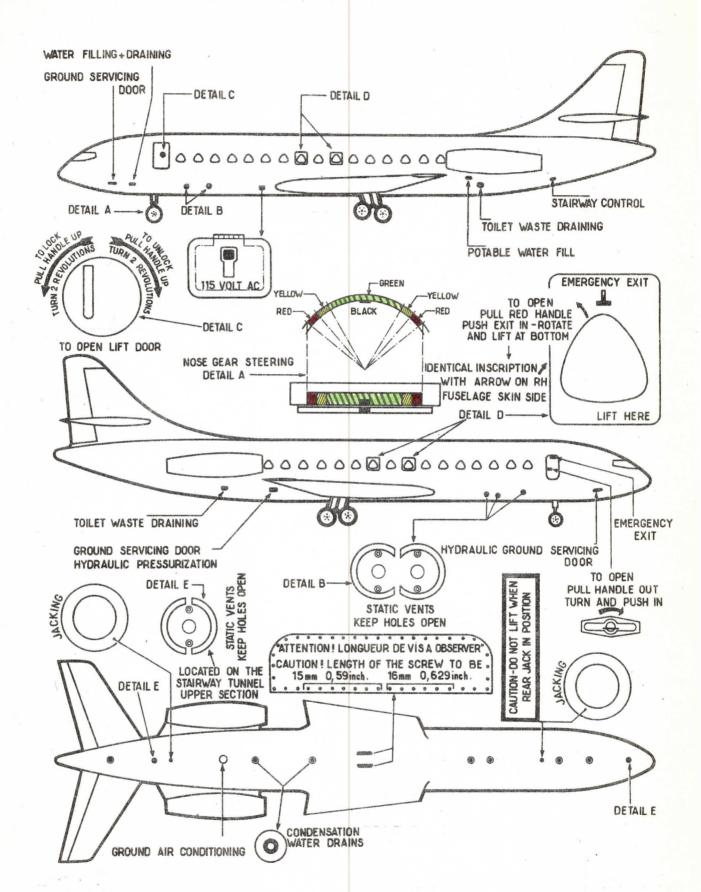


T 41 a 18 MOORING

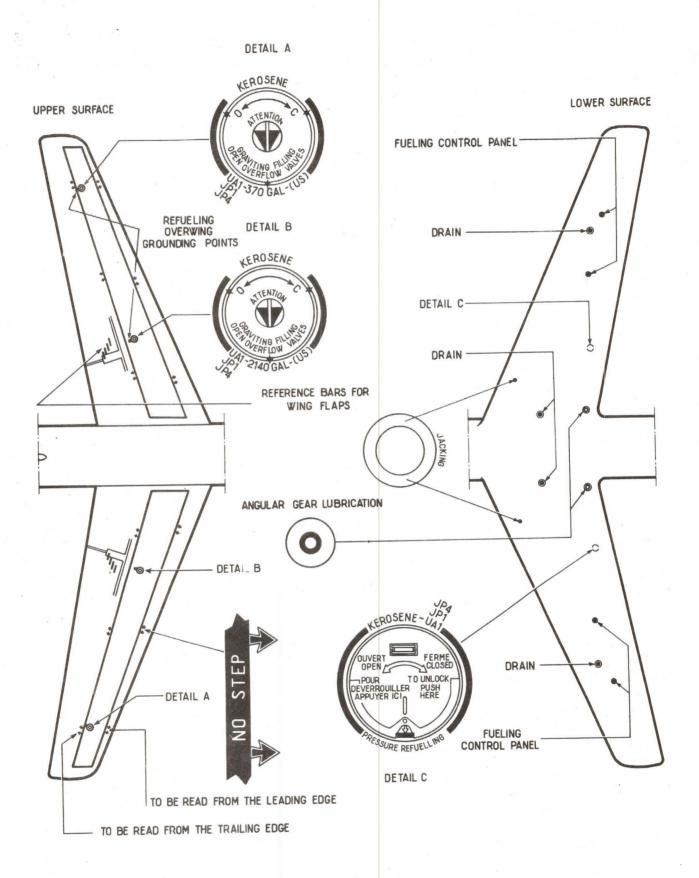
AUSTRIAN AIRLINES



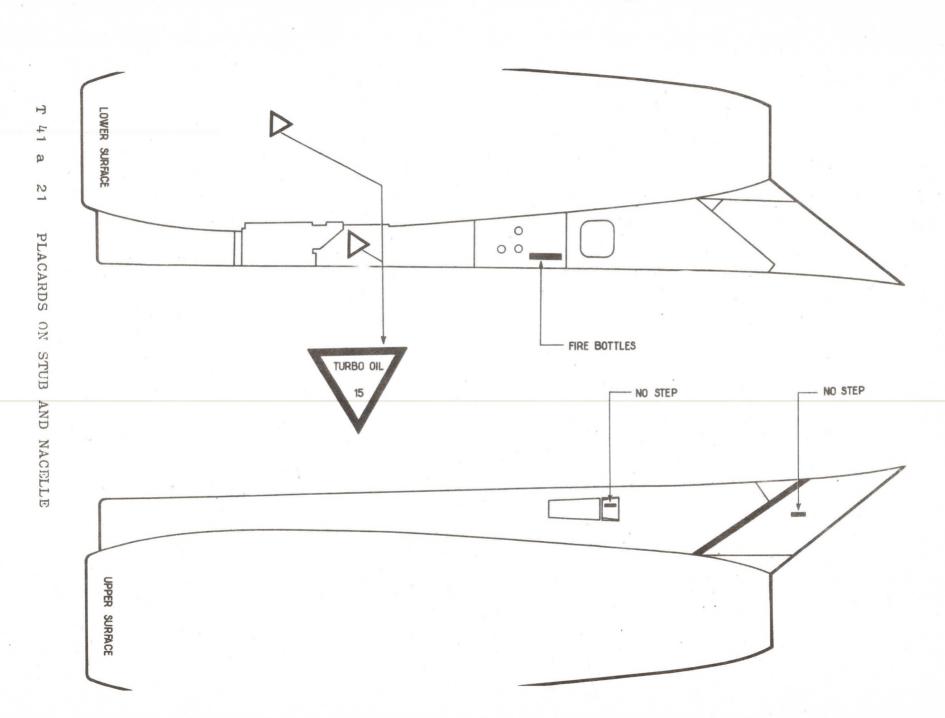
TECHNICAL SCHOOL NOTES

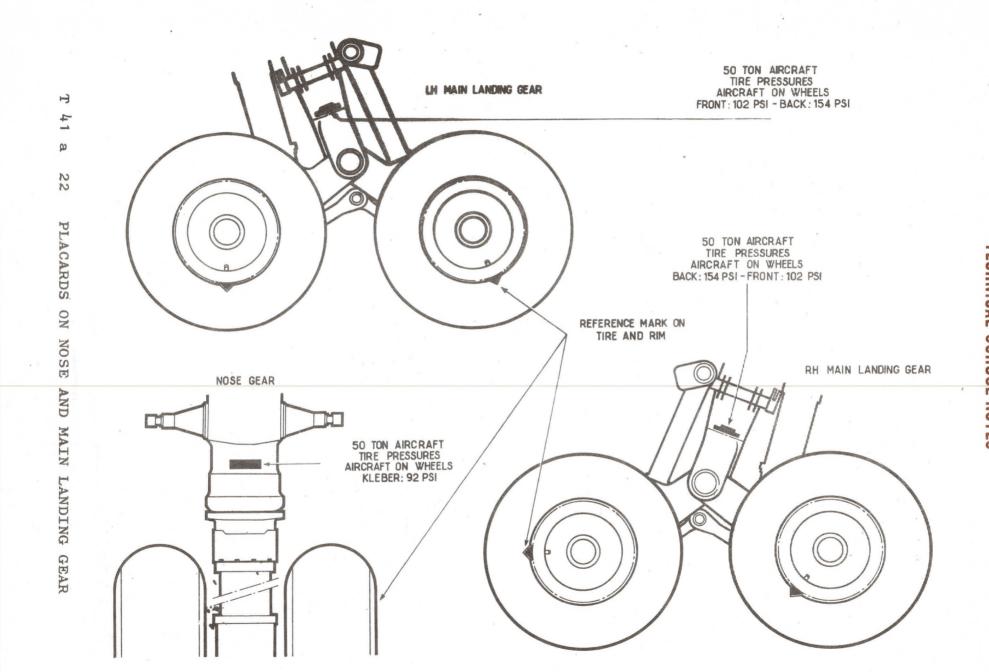


T 41 a 19 PLACARDS ON FUSELAGE



T 41 a 20 PLACARDS ON WINGS





MAIN FLIGHT CONTROLS WING FLAP CONTROLS TO RUDDER FROM WING FLAP CONTROL FROM RUDDER TO WING FLAP CONTROL FROM ELEVATOR TO BY-PASS CONTROL TO ELEVATOR TO AILERONS FROM AILERONS TRIM CONTROLS TO RUDDER TRIM FROM RUDDER TRIM TO ELEVATOR TRIM FROM ELEVATOR TRIM TO AILERON TRIM FROM AILERON TRIM SERVO CONTROLS O TO LOAD FEEL SIMULATOR FROM LOAD FEEL SIMULATOR TO BLUE AND GREEN SYS. CONTROL X TO RH LOW PRESS

TO YELLOW SYS. CONTROL

T 41 a 23 CABLE CODING

FROM YELLOW SYS. CONTROL

FROM BY-PASS CONTROL SPEED BRAKE CONTROL TO SPEED BRAKE CONTROL FROM SPEED BRAKE CONTROL THROTTLE CONTROLS THROTTLE ADVANCE LH THROTTLE CLOSE LH THROTTLE ADVANCE RH THROTTLE CLOSE RH LOW PRESS VALVE CONTROLS FROM RH LOW PRESS TO LH LOW PRESS FROM LH LOW PRESS FROM BLUE & GREEN SYS. CONTROL LANDING GEAR CONTROLS FROM LANDING GEAR CONTROL TO LANDING GEAR CONTROL

Hydraulic			
ZONE 1 International sign sign Conventional sign ZONE 2 System ZONE 3 Operation Conventional sign Sign Sign Sign Sign Sign Sign Section N°	ZONE 5 System color	Pressure gage supply	AM
Internation sign sign sign System Conventions 20NE 2 System Conventions conventions sign sign section Nection Section	NE O	LANDING GEAR	
zone zone zone zone zone zone zone zone	20	Return (From Sel.V.to Manifold)	RT
Con Con See	Smm. Syst	Down (1:LH 2:RH 3:Nose)	DT
	270	Up (1:LH 2:RH 3:Nose)	ET
z.3.	2.3.	WHEEL STEERING	
ne 17 of John Perhauder 1-6	grindo	Nose gear steering (Supply)	ADA
6	Zateron	Return from nose gear steering	RDA
		BRAKING	
ZONE 2		Common LH & RH Wheel brake	F 1.2.
Normal hyd. sys. (Green sys.)	HV	LH wheel brakes RH wheel brakes	F 1 F 2
Normal hyd. sys. (Blue sys.) Yellow hyd. sys.	НВ	Return from brakes	RF
Yellow-Green hyd. sys.	HJA HJ	Return from LH brakes	RF1
Yellow-Blue hyd. sys.	НЈВ	Return from RH brakes	RF2
Red hyd. sys.	HR	WING FLAPS	
ZONE 3		Wing flap supply (from manifold	
SUCTION		to motor)	AV
LH & RH Pump suction	A P 1.2	Return from wing flaps (From	
LH Pump suction	AP1	motor to manifold) Wing flap down	RV
RH Pump suction	AP2	Wing flap up	DV EV
Elec. Pump suction Manual Pump suction	APE	4.7	
Ground conn. Pump suction	AP	SPOILERS	
		Supply (From Sel.V. to electro- valves)	ASP
MAIN RETURNS		Return (From electro-valves to	RSP
General returns	RG	manifolds)	
Pressure regulator return	R R D R	LH out	SSP1
		RH out LH in	SSP 2 ESP 1
DELIVERY		RH in	ESP 2
LH & RH Pump delivery	R P 1.2		
I.H Pump delivery RH Pump delivery	RP1 RP2	SPEED BRAKES	`
Elec. Pump delivery	RPE	Supply (From manifold to Sel.V. Return (From Sel.V. to manifold	
Manual Pump delivery	RPM	LH 1 : speed brakes out	DAF
Ground conn. Pump delivery	RP	RH 2 : speed brakes in	EAF
GENERAL SUPPLY		L/G DOORS	
General supply	AG	Supply (1 : LH 2 : RH)	ATT
Landing gear supply (from manifold to selector valve)	AT	Return (1 : LH 2:: RH)	RTT AIR
manifold to selector valve)		Cabin air (Reservoir Pressuri- zation)	AIK
		200 72011/	

T 41 a 24 LINE CODING

RE

DE

EE

CE

SERVO	CONTROL

Return from servo controls Return RH & LH Ail. Servo Cont. Return LH aileron Return RH aileron Return elevator Return rudder LH & RH Aileron Servo Control LH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control Rudder servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator SIGNATION RSCP RSCC RSCC RSCC RSCC RSCC RSCC RSC	Supply (From Main manifold to	ASC
Return RH & LH Ail. Servo Cont. Return LH aileron Return RH aileron Return relevator Return rudder LH & RH Aileron Servo Control LH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control Rudder servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator RSCG RSCG RSCG RSCG RSCG RSCG RSCG RSCG	selector valve)	
Return LH aileron Return RH aileron Return elevator Return rudder LH & RH Aileron Servo Control LH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control Elevator servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Return from servo controls	RSC
Return RH aileron Return rudder LH & RH Aileron Servo Control LH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control Elevator servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Return RH & LH Ail. Servo Cont.	R5GG 1.2
Return elevator Return rudder LH & RH Aileron Servo Control LH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control Elevator servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Return LH aileron	RSCG .
Return rudder LH & RH Aileron Servo Control LH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control Elevator servo-control Rudder servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Return RH aileron	RSCG 2
LH & RH Aileron Servo Control LH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control Elevator servo-control Rudder servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Return elevator	RSCP
LH Aileron Servo Control RH Aileron Servo Control Elevator servo-control Rudder servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Return rudder	RSCD
RH Aileron Servo Control Elevator servo-control Rudder servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	LH & RH Aileron Servo Control	SCG 1.2
Elevator servo-control Rudder servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	LH Aileron Servo Control	SCG 1
Rudder servo-control Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	RH Aileron Servo Control	SCG 2
Rudder & Elevator Servo Cont. Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Elevator servo-control	SCP
Return from Rudder & Elevator ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Rudder servo-control	SCD
ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Rudder & Elevator Servo Cont.	SCPD
Supply (From Main Manifold) Return Elevator Rudder STAIRWAY	Return from Rudder & Elevator	RSCPD
Return Elevator Rudder STAIRWAY	ARTIFICIAL FEEL SIMULATOR	
Elevator Rudder STAIRWAY	Supply (From Main Manifold)	ASM
Rudder SMD	Return	RSM
STAIRWAY	Elevator	SMP
	Rudder	SMD
Supply	STAIRWAY	
	Supply	AE

Return

Extension

Retraction

Propping effect

FILLING				
				•
Reservoir	filling			P
Reservoir	c overflow			N
Nitrogen	Pressure	gage	(Yellow &	
111 01 000		0 0		
Blue accu	umulators)			MA
Nitrogen	Pressure	gage	(MA1
11	11	11) Green	MA 2
11	11	11	(Accum.	MA 3
	**	11	11000	
11	")	MA 4

Oxygen



LINE CODING T 41 a 25

Crew oxygen system

ZONE 1

HAUTE PRESSION LOW PRESSURE

Pitot/	Static	System
--------	--------	--------

rot	ZONE 1
grau	International
3	Conventional sign
	ZONE 2 Operation Conventional sign
	ZONE 4 LH or RH
	20NE 5 Section N°

99	-		-	-
_	п	Di.	•	-

	1
Total	T
Static	5
ZONE 3	
Pilot	P
Co-pilot	CP
Auxiliary	Aux
Automatic Pilot	P. A
Emergency	5
Ice detector	AG
Load feel simulator	SM
`	
ZONE A	

	ZUNE 4	
LH	9	
RH		
	ZONE 5	

Line code number (from circuit origin)

1



Air Conditioning



ZONE 1

Air conditioning

Cabin air conditioning

Flight compartment air conditioning

Water discharge

Ventilation-Battery & Radio Racks

Window de-misting

Air senser ventilation

Pressure control

Individual ventilation

Cabin air inlets

ZUNE

WARM COLD
CHAUD FROID

CONDITION

COCKPIT AIR . COND. CONDITION P. PILOTE EVACUAT EAU

VENTIL.

WINDOW DEFOGGING

TEMP. BULB

REGUL PRESS. REGUL PRESS

INDIVIDUAL COLD AIR

EVACUAT.

Fire Extinguishing



Power Plant Group fire extinguishing system

ZONE 1

FREON

Fuel

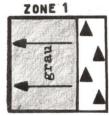


Fuel system

ZONE 1

KEROSENE

De_icing



Windshield de-icing

De-icing system

Servo-control heating

ZONE 1

WINDSHIELD

DEGIVR.
ANTI ICING
REGHAUF
SERVO
HEATING
SERVO

T 41 a 26 LINE CODING

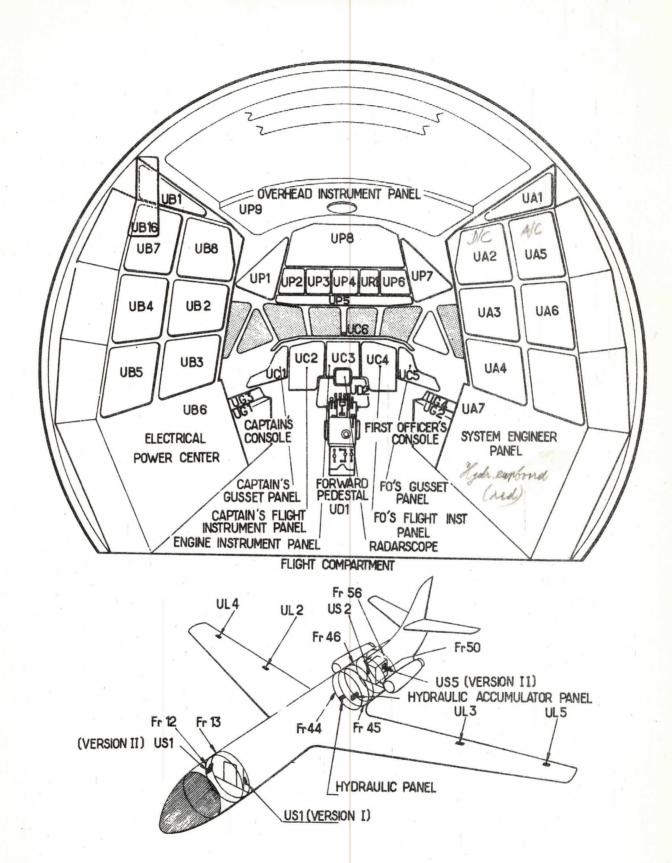
-
1
~
Y

PRODUCT	ALTERNATE	FRENCH SPECIFICATION	U . S SPECIFICATION	USE	APPLICATION	REMARKS
			FI	JELS AND OILS		
Fuel		AIR 3405 AIR 3407	MIL-F-5616 MIL-F-5624 D	Jet engine		Grade : JP1 JP4
Hyd. liquid, low temp.		AIR 3520	MIL-H 5606 A	Shock strut hyd. system		DTD 585
Turbo Oil 15 Esso Turbo Oil 35		AIR 3513	MIL-L-7808 C	(.)Engine, Accessory gear (boxes, wing flap motor		
Oil - General purpose		AIR 35 1 5	MIL-L-7870	Hinges, wing flaps, wing flap motor transmission, microswitches.		
		AIR 3511	MIL-I -6085	Air cooling units		
		AIR 3560	MIL-L-6082 B	Casing of yellow and red pump motor.		
		GREASES	AND VA	ARIOUS TYPES	OF LUBRICANT	
Grease, high temperature		AIR 4205	MIL-L-3545	Wheel ball bearings (-40° C. +149° C.)		
Grease low temp. graphite		AIR 4206	MIL-G-7187	"Bowden" cables, guide tracks, screws, nuts, bolts (-50°C +110°C)		
Grease, low temperature		AIR 4210	MIL-G 7118	To be used where high loads are encountered: LG, LG doors (-40°,+90°C)		
Grease - General purpose		AIR 4225	MIL-G-3278	Bearings, hinges, chains and all parts exposed to low temperatures (-60° C. +120° C.)		
Grease Molybdenum disulphide	, .	AIR 4217	MIL-G-21164 A	All parts submitted to friction, bevel gear, reducing gear, main landing gear hinge		9 parts of AIR 4225 1 1 part of Molybdenum disulphide

AUSTRIAN AIRLINES

LUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 41 a 28 COCKPIT PANELS



SERVICING

(S.E. 210, ATA-Ref. 12)

T 41 f

Bearbeitet: Greda Ausgabe: 2/1/63

SERVICING

Inhalt

Fueling

- 1. Kapazität der Treibstofftanks
- 2. Betanken
- 3. Entleeren der Treibstofftanks

Engine and Relay Oil

- 1. Engine oil system
- 2. Accessory gear box oil system

Hydraulische Systeme

- 1. Spezifikation der Hydraulikflüssigkeit
- 2. Hydraulikreservoirs
- 3. Hydraulik-Akkumulatoren

Drainage

- 1. Ablassen des Kondenswassers
- 2. Hydraulikflüssigkeit-Ablässe
- 3. Kraftstoffablässe

Wassersysteme

- 1. Vorderes System
- 2. Rückwärtiges System

Sauerstoffsystem

Feuerlöschanlage des Triebwerkes

Fahrwerksräder

- 1. Aufpumpen der Reifen
- 2. Bugfahrwerksräder
- 3. Hauptfahrwerksräder

Air Preconditioning

- 1. Heizung
- 2. Kühlung

Lubrication

FUELING

1. Kapazität der Treibstofftanks

	Einheit	Main tank (approx.)	Outboard tank (approx.)	Total each wing (approx.)	Total airplane (approx.)
Expansion volume	US gal.	40	13	53	105
	Liters	150	50	200	400
Total fuel capacity	US gal.	2 140	370	2 510	5 020
	Liters	8 100	1 400	9 500	19 000
Sump & trap-	-	13	5	18	35
ped capacity		50	20	70	140
Useable capacity	US gal.	2 125	365	2 490	4 980
	Liters	8 050	1 380	9 400	18 800

2. Betanken

Spezifikation des Kraftstoffes: DERD 2482 oder 2494 (JP 1)

Warnung: Vor jeder Betankung ist zu beachten, daß die üblichen Erdungen durchgeführt wurden.

Die Außenbordtanks müssen immer vor den Haupttanks gefüllt werden. Der Kraftstoff muß gleichmäßig auf die beiden Tragflächen verteilt werden.

Vorsicht: Vor dem Auftanken ist darauf zu achten, daß keine Bodengeräte (Gestelle, Hebeböcke etc...) unter den Tragflächen sind. Dies soll verhindern, daß die Tragflächen
während des Auftankens mit irgendeinem dieser Geräte in
Berührung kommen.

Beachte: Der Fülldruck soll 3,5 kp/cm2 (50 psi) nicht übersteigen.

A. "Over wing" Betankung

- Flugzeug und Tankwagen erden.
- Schließe die "Ground power unit" an.
- Stelle auf dem "AC Power panel" (UA 5) den "PLANE BATT-DC GRND POWER" Schalter auf "DC GRND POWER" Position ein.
- Stelle auf dem engine instrument panel (UC 3) den "INVERT 1" Schalter auf "ON",
- Öffne die "Refueling control panels" (UL 2, UL 3, UL 4, UL 5) an der Tragflächenunterseite.
- Fülle die Tanks durch die Auffüllöffnungen in der Tragflächenoberseite. Fülle die Außenbordtanks zuerst.
- Beachte die fuel quantity gages auf dem engine instrument panel (UC 3).
- Nach durchgeführter Betankung schließe die Auffüllöffnungen in der Tragflächenoberseite.
- Schließe die refueling control panels (UL 2, UL 3, UL 4, UL 5).
- Entferne die Erdungsleitungen.

B. Druckbetankung

- Flugzeug und Tankwagen erden.
- Schließe die ground power unit an und ziehe den "REFUELING" Schalterknopf, der auf dem "DC Ground power receptacle panel" angebracht ist, heraus.
- Stelle auf dem 'AC power panel' (UA 5) den "PLANE BATT DC GRND POWER" Schalter auf "DC GROUND POWER" Position.
- Öffne die refueling control panels (UL 2, UL 3, UL 4, UL 5).
- Vorsicht: Öffne beide refueling control panels der betreffenden Tragfläche auch dann, wenn nur ein Tank aufgefüllt wird. Durch fehlerhaftes Betankungsventil des anderen Tanks könnte unter Umständen ein Überfüllen dieses Tanks und damit eine Beschädigung der Tragfläche hervorgerufen werden.
- Schließe die Tankwagenleitung an den Druckbetankungsanschluß an der Tragflächenunterseite an und schalte die Förderpumpe des Tankwagens

(1) Auffüllen des Außenbordtanks

- Stelle den "REFUELING" Schalter auf dem refueling control panel (UL 4 oder UL 5) auf "LEVEL 1" ein; das auf dem panel angebrachte Licht leuchtet auf und Kraftstoff wird getankt.
- Maximale Betankungsmenge 250 Liter pro Minute.
- Sobald "LEVEL 1" erreicht ist 1 200 l (315 US Gal) -, verlöscht das Licht und das Auftanken wird gestoppt.
- Soll der Tank weiter aufgefüllt werden, so halte den "REFUELING" Schalter in der "LEVEL 2" Position. Das auf dem panel angebrachte Licht leuchtet auf.
- Sobald "LEVEL 2" erreicht ist, geht das Licht aus und das Auftanken wird gestoppt.

(2) Auffüllen des Haupttanks

(a) Auffüllen auf "LEVEL 1" oder "LEVEL 2"

- Stelle auf dem refueling control panel (UL 2 oder UL 3) den "REFUELING" Schalter auf "LEVEL 1"; das Licht auf dem panel leuchtet auf und Kraftstoff wird getankt.
- Maximale Betankungsmenge 1 000 Liter pro Minute.
- Sobald der "LEVEL 1" erreicht ist 7 750 1 (2 045 US Gal) -, geht das Licht aus und das Auffüllen wird gestoppt.
- Soll der Tank auf eine Menge zwischen dem 1. und 2. Level aufgefüllt werden, so darf nur mit maximal 250 Litern pro Minute weitergetankt werden.
- Halte den "REFUELING" Schalter in der "LEVEL 2"
 Position. Das Licht leuchtet auf und Treibstoff
 wird getankt.
- Sobald "LEVEL 2" erreicht ist, geht das Licht aus und das Auffüllen wird gestoppt.
- Schließe die refueling control panels und drücke den auf dem ground power receptacle panel befindlichen "REFUELING" Schalterknopf in seine Ausgangsposition.

 T 41 f 4



- (b) Auffüllen auf eine am "Preselection Potentiometer" eingestellte Menge
 - Schalte auf dem engine instrument panel (UC 3) den "INVERT 1" Schalter auf "ON".
 - Stelle auf dem "Preselection Potentiometer" die gewünschte Kraftstoffmenge ein.
 - Stelle auf dem refueling control panel (UL 2 oder UL 3) den "REFUELING" Schalter auf "LEVEL 1".
 - Sobald die vorgewählte Menge erreicht ist, geht das Licht aus und das Auffüllen wird gestoppt.
 - Schließe die refueling control panels und presse den auf dem ground power receptacle panel befindlichen "REFUELING" Schalterknopf zurück.
 - Stelle die Tankwagenförderpumpe ab.
 - Stelle auf dem engine instrument panel (UC 3) den "INVERT 1" Schalter auf "OFF".

(3) Entleeren der Druckbetankungsleitung

- Achte darauf, daß der Blockierhebel des filler pipe vent valve nicht aus der Tragflächenunterseite heraus-ragt; hierauf setze die Tankwagenpumpe in Betrieb und entleere die filler pipe. Maximale Saugkraft: 0,7 kp/cm² (10 psi).
- Wenn die Entleerung der filler pipe durchgeführt ist, stelle die Pumpe ab und entferne die Tankwagenleitung.
- Schließe das pressure refueling receptacle door.
- Entferne die Erdungsleitungen.

3. Entleerung des Treibstofftanks

- A. Entleerung durch die Pumpen des Tankwagens
 - Flugzeug und Tankwagen erden.
 - Schließe die ground power unit an und ziehe den auf dem ground power receptacle panel befindlichen "REFUELING" Schalterknopf heraus.
 - Öffne die refueling control panels (UL 2, UL 3, UL 4, UL 5).

 T 41 f 5



Vorsicht: Öffne beide refueling control panels der betreffenden Tragfläche, auch dann, wenn nur ein Tank entleert wird. Durch fehlerhaftes Betankungsventil
könnte infolge Unterdruckes unter Umständen eine
Beschädigung der Tragfläche eintreten.

- Schließe die Tankwagenleitung an den Druckbetankungsanschluß an der Tragflächenunterseite an.
- Blockiere das filler pipe vent valve in der closed position durch Herausziehen des Blockierhebels.
- Schalte auf dem refueling control panel des zu entleerenden Tanks den "DEFUELING" Schalter auf "ON".
- Setze die Tankwagenpumpe in Betrieb. Maximale Saugkraft: 0,7 kp/cm² (10 psi).
- Wenn die Entleerung beendet ist, stoppe die Tankwagenpumpe.
- Schalte auf dem refueling control panel den "DEFUELING" Schalter auf "OFF",
- Schließe die refueling control panels.
- Löse die Blockierung des filler pipe vent valve.
- Entferne die Tankwagenleitungen.
- Schließe das pressure refueling receptacle door.
- Entferne die Erdungsleitungen.

B. Entleerung mittels der low pressure pumps

Die low pressure pumps können im Notfall ebenfalls zur Tankentleerung verwendet werden. Ihre Leistung beträgt etwa
130 l/min, wenn kein Gegendruck herrscht. Der Kraftstoff wird
mittels Pumpen in die Triebwerksversorgungsleitung gepumpt,
von wo er über einen Anschlußstutzen abgenommen werden kann.
Diese Anschlußstutzen sind in jeder Flügelwurzel-Verkleidung
zwischen den frames 45 und 46 angebracht.

- Schließe "Tool No. S. 28 001" an den Eschlußstutzen an.
- Schließe die ground power unit an und stelle auf dem AC power panel (UA 5) den "PLANE BATT DC GRND POWER" Schalter auf "DC GRND POWER".

- Kontrolliere, ob die high pressure cocks geschlossen sind.
- Stelle auf dem FO flight instrument panel (UC 4) die Schalter für die shut-off valves und den Schalter für das cross feed valve auf "CLOSED"; nur das shut-off valve jenes Tanks, der entleert werden soll, bleibt auf "OPEN".
- Stelle auf dem FO flight instrument panel (UC 4) die "FUEL PUMPS" Schalter jener Tanks, die nicht entleert werden, auf "OFF"; dann stelle den Schalter jenes Tanks, der entleert wird, auf "ON".
- Sobald der Tank leer ist, schalte die betreffenden/low pressure pumps ab, um ein Leerlaufen zu verhindern.

ENGINE OIL SYSTEM- ACCESSORY GEAR BOX OIL SYSTEM

1. Engine oil system

- A. Spezifikation des Öles
 - Turbo oil "Castrol 3 C".
- B. Kapazität
 - Systemkapazität: 12,1 engl. Pints (6,87 Liter; 1,814 US Gal)
 - Kapazität des sump casing: 9,6 engl. Pints (5,14 Liter; 1,359 US Gal)
- C. Überprüfung des Ölstandes

 Der Ölstand kann durch ein Plexiglas-Fenster in der rechten
 unteren Triebwerksverkleidung überprüft werden. Die Einteilung auf dem Schauglas gibt an, wieviel Öl nachgefüllt werden muß. Der Ölstand sollte sobald wie möglich nach Abstellen des Triebwerkes überprüft werden.

Vorsicht: Prüfe den Ölstand niemals später als 30 Minuten nach Abstellen des Triebwerkes.

Wurde die Überprüfung des Ölstandes nicht innerhalb der vorgeschriebenen Zeit vorgenommen, so lasse die Triebwerke zwei Minuten lang bei idling speed laufen und prüfe dann innerhalb 30 Minuten nach dem Abstellen des Triebwerkes den Ölstand.

D. Öltankauffüllung

Der Auffüllstutzen ist durch eine in der unteren Triebwerksverkleidung befindliche Zugangsklappe erreichbar. Danach kann unter Benützung einer Pumpe Öl unter Druck aufgefüllt werden.

Beachte: Wenn Auffüllung sofort nach dem Abstellen des Triebwerkes vorgenommen wird, fülle solange Öl nach bis die "FULL" Marke erreicht ist.

Wird die Auffüllung mehr als 30 Minuten nach dem Abstellen des Triebwerkes vorgenommen, so fülle nur jene Fehlmenge Öl nach, die kurz nach Abstellen des Triebwerkes ermittelt wurde.

Es ist dabei außer acht zu lassen, ob die "FULL" Marke erreicht wird oder nicht.

Vorsicht: Fülle niemals bis zur "FULL" Marke auf, wenn das Triebwerk mehr als 30 Minuten außer Betrieb war.

E. Füllvorgänge

- Öffne das filler cap access door.
- Schraube die filler cap ab und schließe die Handpumpenleitung an.
- Fülle die gewünschte Menge Öl auf.
- Entferne die Handpumpenleitung, setze die filler cap auf und schließe das access door.

2. Accessory gear box oil system

- A. Spezifikation des Öles
 - Turbo oil "Castrol 3 C"
- B. Kapazität
 - 420 cu.cm (25,63 cu.inch)
- C. Überprüfung des Ölstandes

Der Ölstand kann nach Öffnen einer in der stub wing Unterseite angebrachten Zugangsklappe an einem Schauglas abgelesen werden. Das Schauglas ist mit zwei roten Marken versehen, die die Maximum- und Minimumwerte angeben.

D. Auffüllung

Der Auffüllstutzen kann durch ein an der stub wing Unterseite befindliches access door erreicht werden.

Auffüllvorgang

- Öffne das access door, schraube die filler cap ab und schließe das Auffüllgerät an.
- Fülle die erforderliche Ölmenge auf.
- Entferne das Auffüllgerät und befestige die filler cap.
- Schließe das inspection door.

HYDRAULISCHE SYSTEME

1. Spezifikation der Hydraulikflüssigkeit

- Französisch: AIR 3520

- U.S.:

MIL-H-5606

- British:

DTD 585



2. Hydraulikreservoirs

A. Kapazität der Reservoirs

- Grünes Reservoir: 40 1 (10,56 US Gal)
- Blaues Reservoir: 17 1 (4,49 US Gal)
- Rotes Reservoir: 14 1 (3,69 US Gal)

B. Inhaltsanzeige der Reservoirs

(1) Blaues und grünes Reservoir

- Meßgeräte zum unmittelbaren Ablesen auf den Reservoirs.
- Doppelmeßgerät zur Ablesung am right overhead switch panel (UP 7) im cockpit.

(2) Rotes Reservoir

- Schauglas im cockpit - rechte Seite.

C. Erforderliche Ausrüstung

- Transportables Auffüllgerät mit Pumpe.
- Überlaufleitung

D. Position der Hydraulikanlagen während der Reservoirauffüllung

(1) Grünes Reservoir

- Fahrwerk ausgefahren (normaler L/G-Selektor auf "DOWN").
- Steuerflächen neutral.
- Speed brakes und spoilers eingefahren.
- Treppe ausgefahren, Tor offen.
- Principal selector auf "BLUE AND GREEN"
- Yellow selector auf "NEUTRAL"
- Akkumulatoren korrekt aufgeladen.
- Systemdruck auf Null.

(2) Blaues Reservoir

- Steuerflächen auf "NEUTRAL"
- Principal selector auf "BLUE AND GREEN"
- Yellow selector auf "NEUTRAL"
- Akkumulatoren korrekt aufgeladen.
- Systemdruck auf Null.



(3) Rotes Reservoir

- Fahrwerk ausgefahren (normaler L/G-Selektor auf "DOWN", emergency L/G-Selektor auf "NEUTRAL").
- Brake pressure shut-off valve auf "NORMAL".
- Emergency flap selector auf "NEUTRAL".
- Parking brake auf "NORMAL".
- Akkumulatoren korrekt aufgeladen.
- Systemdruck auf Null.

E. Anordnung der filling und overflow connections

- (1) Grünes Reservoir
 - Links von der Treppe bei frame 60.
- (2) Blaues Reservoir
 - Rechts von der Treppe bei frame 60.
- (3) Rotes Reservoir
 - Am external servicing panel auf der RH-Seite des Flugzeugrumpfes zwischen den frames 8 und 9.

F. Füllvorgang

- Stelle das Auffüllgerät bei der Treppe auf, wenn das blaue oder grüne Reservoir aufgefüllt wird bzw. beim red system external servicing panel, wenn das rote Reservoir aufgefüllt wird.
- Schließe die Überlaufleitung an den overflow connector an, durch welche überschüssige Hydraulikflüssigkeit ablaufen kann, wenn das Reservoir aufgefüllt ist.
- Schließe das Auffüllgerät an die filling connection an.
- Pumpe Hydraulikflüssigkeit in das Reservoir bis zum überlaufen.
- Entferne die filling und overflow Leitungen und schließe die beiden connectors.

3. Hydraulik Akkumulatoren

A. Aufladen der Akkumulatoren

Die Akkumulatoren dürfen nur aufgeladen werden, wenn im Hydrauliksystem kein Druck herrscht.

B. Anordnung der charging valves

- (1) Akkumulatoren des grünen, blauen und gelben Systems.
 - Auf dem Akkumulator servicing panel, das im hinteren Frachtraum angebracht ist, und zwar genau über dem Zugangstor.
- (2) Akkumulatoren des roten Systems
 - Auf dem red system external servicing panel, das auf der rechten Seite des Rumpfes zwischen den frames 8 und 9 angebracht ist.
- (3) Bremsakkumulator
 - Unter dem Fußboden zwischen den frames 8 und 9.

C. Erforderliche Ausrüstung

- Trockener Stickstoff
- Auffülleitung mit passendem Anschluß.

D. Nominal Auffülldrücke der Akkumulatoren

- (1) Akkumulatoren des grünen Systems
 - (a) Landing gear, flaps, speedbrakes

(2 Akkumulatoren)..... 1700 (+100, -0) psi

- (b) Landing gear doors, stairway...... 1400 (+100, -0) psi
- (c) Flight control servo-actuators..... 1200 (+100, -0) psi
- (d) Brake accumulator..... 1700 (+100, -0) psi
- (2) Akkumulator des blauen Systems..... 1200 (+100, -0) psi
- (3) Akkumulator des gelben Systems...... 1200 (+100, -0) psi
- (4) Akkumulatoren des roten Systems
 - (a) Landing gear, gear doors, flaps..... 1400 (+100, -0) psi

Beachte: Diese Drücke beziehen sich auf eine Temperatur von 20°C.



E. Aufladevorgang

- Lasse den hydraulischen Druck in den Systemen mittels der einzelnen Druckablaßventile ab.
- Entferne die Kappen der charging valves und fülle die Akkumulatoren durch diese Ventile auf und beobachte dabei die betreffenden pressure gages.

DRAINAGE

1. Ablassen des Kondenswassers

- A. Entleerung der Kondenswasserflasche für die Cockpit Fenster
 - Öffne das access door F 1, das unten am Rumpf bei frame 6 angebracht ist.
 - Entferne die Plastikkappe der Flasche.
 - Entferne die Gummibänder, die die Flasche festhalten.
 - Entleere die Flasche und stelle sie wieder zurück.
 - Befestige die Gummibänder und den Flaschenkopf.
 - Schließe das access door.
- B. Ablassen des im Rumpf angesammelten Kondenswassers
 Insgesamt 7 Ablässe für Kondenswasser sind an den tiefsten
 Stellen des Rumpfes angebracht.

C. ADF Sense Antenna Fairing Wasserablaß

An jeder ADF sense antenna fairing ist ein Wasserablaß.

- Entferne die access doors F 14, die zwischen den frames 22 und 26 angebracht sind.
- Öffne die Ablässe und lasse das Kondenswasser bzw. die Hydraulikflüssigkeit ablaufen.
- Schließe die Ablässe.
- Montiere die access doors F 14.



2. Hydraulikflüssigkeit-Ablässe

Insgesamt vier Ablässe für Hydraulikflüssigkeit, die sich in den Tropftassen angesammelt hat, sind an der Rumpfunterseite vorgesehen.

- Stelle ein Gefäß unter die Ablässe.
- Verwende Tool S. 29. 008

3. Kraftstoffablässe

A. Ablässe des Kraftstoffsystems

Je ein Kraftstoffablaß ist in der linken und rechten Flügelwurzelverkleidung angeordnet. Dieser Ablaß dient zur Entleerung der Triebwerksversorgungsleitung. Er kann aber auch zur Entleerung des main und outboard tank verwendet werden, sofern man die low pressure pumps verwendet.

- Entferne das access door V 58.
- Entferne die Verschraubung des Kraftstoffablasses.
- Bringe den drain valve adapter (Tool Nr. S. 28.001) an.
- Drehe die Rändelmutter, die am unteren Ende des adapter angebracht ist, im Uhrzeigersinn, um das Ventil zu öffnen.
- Lasse den Kraftstoff abfließen.
- Drehe die Rändelmutter entgegen dem Uhrzeigersinn, um das Ventil zu schließen.
- Entferne den drain valve adapter.
- Bringe die Abdeckverschraubung an.
- Schließe das access door V 58.

B. Kraftstoffprobeentnahme

Von jedem Tank können Kraftstoffproben durch ein drain valve an der Tragflächenunterseite entnommen werden.

- Drehe den drain plug einige Umdrehungen gegen den Uhrzeigersinn.
- Verwende Tool Nr. S. 28.501, um das Ventil zu öffnen. Lasse die gewünschte Kraftstoffmenge abfließen.
- Schließe das Ventil. Drehe den drain plug so weit wie möglich im Uhrzeigersinn, um das Ventil in der "CLOSED" Position zu blockieren. T 41 f 14



C. Low pressure pump shroud drainage

- Entferne die inspection doors V 42 und V 50.
- Drehe die pump shroud isolating valve control screw entgegen dem Uhrzeigersinn heraus.
- Lasse den Kraftstoff abfließen.
- Drehe die isolating valve control screw im Uhrzeigersinn hinein.
- Montiere die inspection doors V 42 und V 50.

WASSERSYSTEME

1. Vorderes System

- A. Kapazität
 - (1) Trinkwasser: 55 Liter

B. Wartungsarbeiten

- (1) Vorsichtsmaßnahmen gegen Einfrieren des Wassersystems
 - (a) Entleere die Wassersysteme vollständig, wenn die Aussentemperatur unter 0°C, aber über -5°C beträgt und das Flugzeug länger als eine Stunde am Boden bleiben soll.

Beträgt die Außentemperatur -5°C oder darunter, so müssen die Systeme auch dann entleert werden, wenn das Flugzeug weniger als eine Stunde lang auf dem Boden bleiben soll.

Beachte: Während des ganzen oben beschriebenen Vorganges muß das service panel auf alle Fälle mittels des für diesen Zweck vorgesehenen elek-

trischen Heizsystems enteist werden. Die drain valves müssen offen bleiben bis die Tanks wieder aufgefüllt werden; vor allem deshalb, um eine vollständige Entleerung zu gewährleisten und eine Eisbildung im System zu verhindern.

(b) Füllen des Wassersystems

Liegt die Außentemperatur unter 0°C, dann muß der Füllvorgang innerhalb der letzten halben Stunde vor dem Start vorgenommen werden; die Tanks werden mit reinem Wasser, das eine Temperatur von 15°C hat, gefüllt.

Beachte: Wenn der Füllvorgang abgeschlossen ist,
lasse das Wasser in fill und overflow pipe
komplett ablaufen, um Eisbildung in diesen
Rohren zu verhindern.

C. Access panel

Ein servicing panel, das auf der rechten Seite des Rumpfes zwischen den frames 10 und 11 angebracht ist, umfaßt die Anschlüsse für:

- Füllung des Trinkwassertanks
- Overflow
- Entleerung des Trinkwassertanks

D. Trinkwassersystem

(1) Füllen

- (a) Öffne das betreffende service panel access door.
- (b) Schraube die filler cap ab.
- (c) Schließe den Füllschlauch an die fill connection.
- (d) Stelle den "Drain-supply" Hahn in der Pantry auf Position "Supply".
- (e) Beginne aufzufüllen (Maximaldruck 3 kp/cm² 43 psi).
- (f) Beende das Auffüllen sobald Wasser aus der Überlauföffnung fließt.



- (g) Entferne den Füllschlauch
- (h) Setze die filler cap auf.
- (i) Schließe das servicing panel access door.

(2) Entleerung

(a) Tankentleerung

- Öffne das servicing panel access door.
- Schraube die filler cap ab.
- Schließe eine Ablaufleitung an den drain connector an.
- Stelle den "Drain Supply" Hahn in der Pantry auf Position "DRAIN". Das Wasser fließt dann durch den drain connector ab.
- Entferne die Ablaufleitung.
- Bringe die filler cap an.
- Schließe das service panel access door.

2. Rückwärtiges System

A. Kapazität

(1) Trinkwasser

- LH-Reservoir (hinten) 35 1 (9,2 US Gal)
- RH-Reservoir (hinten) 35 1 (9,2 " ")

(2) Schmutzwasser

- Zwei waste water tanks (hinten) je 40 l (10,5 US Gal)
- Zwei sewage tanks je 35 1 (9,2 US Gal)

B. Servicing panels

Für das rückwärtige Wasser- bzw. Toilettesystem sind folgende serwicing panels eingebaut.

- Eines für die Füllung und Entleerung des Trinkwassertanks; es befindet sich zwischen den frames 49 und 50 auf der linken Seite des Flugzeugrumpfes.
- Zwei zur Entleerung der waste water tanks und der sewage tanks, die sich jeweils links und rechts am Flugzeugrumpf zwischen den frames 50 und 51 befinden.

C. Trinkwassersystem

(1) Füllen

- Öffne das service panel access door.
- Schraube die LH und RH fill connection caps ab.
- Schließe den Füllschlauch an die einzelnen fill connections an.
- Beginne mit dem Auffüllen (Maximaldruck 4 Kp/cm^2 58 psi).
- Beende den Füllvorgang sobald Wasser aus der Überlaufleitung fließt.
- Entferne den Füllschlauch.
- Montiere die fill connection caps.
- Schließe das service panel access door.

(2) Entleerung

- Öffne das servicing panel access door.
- Schraube die RH tank fill connection cap ab.
- Öffne das "Supply" und "Drain" Ventil des Toilette-Wassersystems; diese befinden sich beim water heater in jeder Toilette; lasse das Wasser durch den um die RH tank fill connection angeordneten drain connector ablaufen.
- Ist die Entleerung beendet, setze die fill connection cap wieder auf.
- Schließe das service panel access door.

E. Entleerung des waste water und des sewage tank

(1) Vorbereitung

- Öffne das entsprechende servicing panel access door.
- Öffne den waste water drain lid durch anheben des Hebels und lösen der Klinke.
- Schließe den Schlauch an den waste drain an.
- Entferne die flushing pipe cap.
- Schließe eine flushing Leitung an.



(2) Entleerung und Spülung

- Ziehe den drain valve control Handgriff und verdrehe ihn um 90°, um ihn in der offenen Stellung zu blockieren. Dadurch werden sewage tank drain valve und waste water tank drain valve geöffnet.
- Lasse das Wasser ablaufen.
- Spüle den sewage tank mit Wasser.
- Lasse das Spülwasser ablaufen.
- Bringe den drain valve control Handgriff in die "CLOSED" Position.
- Fülle den sewage tank durch die flushing connection mit ca. 3 1 Desinfektionslösung auf.

(3) Schließen

- Entferne die Spül- und Entleerungsleitungen.
- Schließe den drain lid.
- Befestige die flushing port cap.
- Schließe das service panel access door.

Beachte: An jedem service panel ist eine genaue Bedienungsanweisung angebracht.

SAUERSTOFFSYSTEM

1. Überprüfen des Sauerstoffdruckes

Überprüfe den Druck in jeder einzelnen Sauerstoffflasche (min. 1500 psi). Liegt der Druck unter diesem Wert, so muß die Flasche aufgefüllt werden.

FEUERLÖSCHANLAGE DES TRIEBWERKS

1. Zugangsklappe

Die Klappe befindet sich in der Unterseite jeder stub wing.



2. Inspektion

A. Abschuß

Kontrolliere, ob die gelbe Scheibe des system discharge indicator an der Unterseite des stub wing zu sehen ist. Ist die Scheibe nicht zu sehen, so überprüfe, ob die beiden Feuerlöscher benützt wurden. Dies kann am Druckanzeigegerät, welches an jeder Feuerlöschflasche montiert ist, überprüft werden.

B. Überdruck

Kontrolliere, ob die rote Scheibe des thermal discharge indicator an der Unterseite des stub wing zu sehen ist. Ist die Scheibe nicht zu sehen, so überprüfe die betreffende Feuerlöschflasche.

FAHRWERKSRÄDER

1. Aufpumpen der Reifen

A. Servicing equipment

Eine Preßluft- oder Stickstoffflasche mit einem Mindestdruck von 15 kp/cm² (213 psi).

B. Reifendrücke

(1) Hauptfahrwerk

	Vorder	e Räder	
Flugzeu	g aufgebockt	Flugzeug av	f den Rädern
kp/cm ²	psi	kp/cm ²	psi
6,6	94,00	7,2	102,00

	Hinter	e Räder	and the second s
Flugzeug aufgebockt		Flugzeug au	ıf den Rädern
kp/cm ²	psi	kp/cm ²	psi
10,2	146,08	10,8	154,00

(2) Bugfahrwerk

Flugzeug	aufgebockt	Flugzeug au	ıf den Rädern
kp/cm ²	psi	kp/cm ²	psi
6,3	90,00	6,5	93,00

Diese Dürcke gelten für Kleber Colombes und Dunlop Reifen.

2. Bugfahrwerksräder

- A. Servicing equipment
 - Hydraulischer Heber (Tool Nr. S. 07.104)
 - Adapter (Tool Nr. S. 32.100)
 - Entsprechende Spezialwerkzeuge
 - Schmiermittel-Spezifikation: French-AIR 4205

US MIL-L 3545

British DTD 878 A

Beachte: Vermeide, daß zuviel Fett in die Lager gerät.

B. Demontage der Räder

(1) Vorbereitung

Vorsicht: Das LH-Rad muß zuerst demontiert werden, um ein Verschieben der Radachse zu verhindern; dies könnte unter Umständen zu einer Beschädigung der morganite grounding brushes führen, Die retaining nut des RH-Rades bleibt einstweilen fest.

- (a) Befestige den adapter am Unterteil des Bugfahrwerkfederbeines.
- (b) Hebe das Bugfahrwerkfederbein an bis die Räder nicht mehr den Boden berühren.

(2) Arbeitsvorgang

- (a) Lockere die bonding screws um einige Drehungen.
- (b) Schraube die locking bolts (2) ein kleines Stück heraus.



- (c) Schlage mit einem Holzhammer auf den locking bolt (2), um die innerhalb der wheel retaining nut angebrachte konische locking nut (3) zu lösen.
- (d) Entferne die wheel retaining nuts (1);
 - Linksgewinde auf der linken Schraubenmutter.
 - Rechtsgewinde auf der rechten Schraubenmutter.
- (e) Demontiere auf diese Weise das LH-Rad und das RH-Rad.

C. Montage der Räder

(1) Vorbereitung

- (a) Fette die Längsverzahnung der Radachse geringfügig ein und entferne etwaiges Fett von den glatten Endteilen der Radachse.
- (b) Reinige einen kleinen Teil (ca. 3/16 inch²) des glatten Teiles am Achsenende mittels Polierleinen. Kennzeichne diesen Teil, sodaß die bonding screw des Rades in gleiche Position wie die gereinigte Fläche gebracht werden kann.

Vorsicht: Montiere das LH-Rad zuerst und presse es während der Montage des RH-Rades gegen den Achsenstellring; dies ist besonders wichtig, um jedes Verschieben der Achse und daraus entstehende Beschädigung der morganite brushes zu verhindern.

(2) Arbeitsvorgang

- (a) Lockere die bonding screw auf den LH-Rad.
- (b) Schiebe das LH-Rad auf die Achse.
- (c) Befestige die retaining nut.
- (d) Lockere die bonding screw auf dem RH-Rad.
- (e) Schiebe das RH-Rad auf die Achse.
- (f) Befestige die retaining nut.

(3) Einstellung

Beachte: Der Einstellvorgang ist für beide Räder gleich,

- (a) Ziehe mit dem Schraubenschlüssel (Tool Nr. S 32. 302) die retaining nuts (1) an.
- (b) Überprüfe durch kurzes Drehen der Räder die Funktion der Rollenlager.
- (c) Lockere die nuts wieder.
- (d) Schraube die retaining nuts solange an bis sie gerade sitzen; aber fixiere sie nicht.
- (e) Lockere die retaining nuts um 1/6 einer Drehung. Der Achsialspielraum zwischen der retaining nut und der Radhülse soll 0,25 mm (0,009 inch) betragen.
- (f) Ziehe die locking bolts auf 3,0 4,0 kp (22 ft.1b bis 28 ft.1b) fest.

Vorsicht: Achte darauf, daß durch Festziehen der locking bolts nicht der Achsialspielraum von 0,25 mm (0,009 inch) beeinträchtigt wird.

(4) Abschluß

- Ziehe die bonding screws an und sichere sie.
- Senke den Hebebock und entferne den adapter.

3. Hauptfahrwerksräder

A. Servicing equipment

- Auflauframpe (Tool Nr. S 32.330) oder Hebebock (Tool Nr. S. 32.332).
- Entsprechende Spezialwerkzeuge
- Schmiermittel-Spezifikation: French AIR 4205

US - MIL-L-3545

British - DTD 878 A

Beachte: Vermeide, daß zuviel Fett in die Lager gerät.

B. Demontage der Räder

- (1) Vorbereitung
 - Hebe das betreffende Räderpaar an.
- (2) Arbeitsvorgang
 - (a) Verwende die Parkbremse, um die Bremsscheiben in



ihrer Lage zu fixieren. Überprüfe den Druck im roten Hydrauliksystem.

- (b) Lockere den locking bolt im Zentrum der wheel retaining nut.
- (c) Schlage mit einem Holzhammer auf den locking bolt, um die innerhalb der wheel retaining nut angebrachte locking nut zu lösen.
- (d) Entferne die retaining nut.
- (e) Entferne das Rad.

Beachte: Die Räder werden durch Links- oder Rechtsgewindemuttern (retaining nuts), die in die Achsenenden geschraubt sind, festgehalten. Es gibt folgende Arten von Muttern:

(a) Ausgedrehter Kopf Rechtsgewinde:

Rechtes Fahrwerk - outboard

Linkes Fahrwerk - inboard

(b) Ausgedrehter Kopf Linksgewinde:

Rechtes Fahwerk - inboard

Linkes Fahrwerk - outboard

C. Montage der Räder

- (1) Vorbereitung
 - (a) Reinige die Achse und die Radlager.
 - (b) Reinige den Sitz der Radlager in der Nabe.
 - (c) Montiere die Lager.
 - (d) Schiebe das Rad auf die Achse.
- (2) Arbeitsvorgang
 - (a) Schmiere die Lager mit AIR 4205 oder gleichwertigem Fett.
 - (b) Schiebe das Rad auf die Achse und prüfe, ob die Zapfen der Bremsscheiben richtig in den Schlitzen liegen.
 - Beachte: Durch Verwendung einer konischen Führungshülse, die in das Achsenende geschraubt wird,
 kann die Radmontage wesentlich erleichter werden.



- (c) Schiebe das Rad ganz an seine Position und achte dabei auf den Gummireifen des Maxaret (anti-skid).
- (d) Montiere die retaining nuts und ziehe sie fest.
- (e) Löse die Parkbremse

(3) Einstellung

- (a) Ziehe die retaining nuts an, lockere sie nachher wieder etwas, um ein Achsialspiel von 0,1 bis 0,2 mm (0,0039 bis 0,0078 inch) zu erreichen.
- (b) Überprüfe dieses Achsialspiel zwischen retaining nut collar und wheel spacer.
- (c) Ziehe den locking bolt auf 3 4 m.kp (22 ft.lbs bis 28 ft.lbs) fest.

Vorsicht: Achte darauf, daß durch Festziehen der locking bolts nicht das Achsialspiel beeinträchtigt wird. Die stop bolts müssen auf den vorderen, inneren Achsen jedes Hauptfahrwerks angebracht werden.

AIR PRECONDITIONING

1. Heizung

Die Kabine kann am Boden (bei abgestellten Triebwerken) mit Hilfe eines Bodenaggregates geheizt werden.

Arbeitsvorgang

- Stelle das Bodenaggregat neben dem Flugzeugrumpf bei der Eingangsstiege auf.
- Schließe die Leitung des Aggregates andie aircraft air-conditioning ground connection, die auf der Unterseite des Rumpfes zwischen den frames 53 und 54 angebracht ist, an.

T 41 f 25



2. Kühlung

Die aircraft air-conditioning ground connection kann auch mit Frischluft gespeist werden.

LUBRICATION

- 1. Zum Schmieren verwende nur einwandfreie Schmierpressen und Öl-kannen.
- 2. Reinige die Schmierpressen und Ölkannen vor jeder Auffüllung. Reinige schmutzige Schmierpinsel mit einer Lösung und trockne sie vor neuerlichem Gebrauch.
- 3. Benütze nur einwandfreie nicht verschmutzte Schmiermittel.
- 4. Reinige Schmiernippel und Schmieröffnungen mit reinen Lappen. Vor dem Schmieren entferne allfällig vorhandene Korrosion cder Fremdkörper von den zu schmierenden Flächen.
- 5. Betätige bewegliche Teile, wenn es möglich ist, um gleichmäßige Schmierung zu erreichen.
- 6. Presse Schmiermittel solange nach bis das alte Schmiermittel austritt (Außer auf dem Schmierplan ist es anders vorgeschrieben; beachte die speziellen Anweisungen!). Nach dem Schmieren überprüfe, ob die Kugel im Schmiernippel einwandfrei schließt.
- 7. Nach dem Schmieren entferne alles überschüssige Schmiermittel.

T 41 f 26



8. Hinges

A. Infolge ihrer großen Zahl wurden sie nicht in den Schmierplänen angeführt.

Sie sollen jedoch ebenfalls, wenn es nicht für spezielle Punkte anders bestimmt wurde, mit AIR 4225 (U.S. MIL-G.3278, British DTD 825 A) geschmiert werden. Verwende dabei einen Schmierpinsel.

Beachte: Die Fahrwerksklappen sind teilweise jeglichem Wetter (Regen, Schnee) ausgesetzt und sollen daher besonders sorgfältig überprüft werden.

- Überprüfe sämtliche Lagerstellen, Mechanismen und Verbindungsstücke, die mit keinen Schmierstellen versehen sind, auf freie Beweglichkeit.
- Untersuche sie auf Anzeichen von Korrosion
- Schmiere mit einer Ölkanne; bei Verwendung von AIR 3515 (U.S. MIL-G-3278, British DTD 825 A) benütze eine Schmierpresse und vergewissere dich, daß das Schmiermittel in die Lager gelangt.
- B. Beim Reinigen achte darauf, daß die Lager keinem Dampf oder chemischen Einflüssen ausgesetzt sind. Zum Reinigen von Lagern oder Gleitschienen kann ein mit Lösungsmittel getränkter Lappen verwendet werden.

9. Microswitches

So es in den Schmierplänen nicht anders angegeben ist, sollen die Microswitch plungers ganz leicht mit AIR 3515 (U.S. MIL-L-7870, British DEF 2001) eingefettet werden.



SERVICING

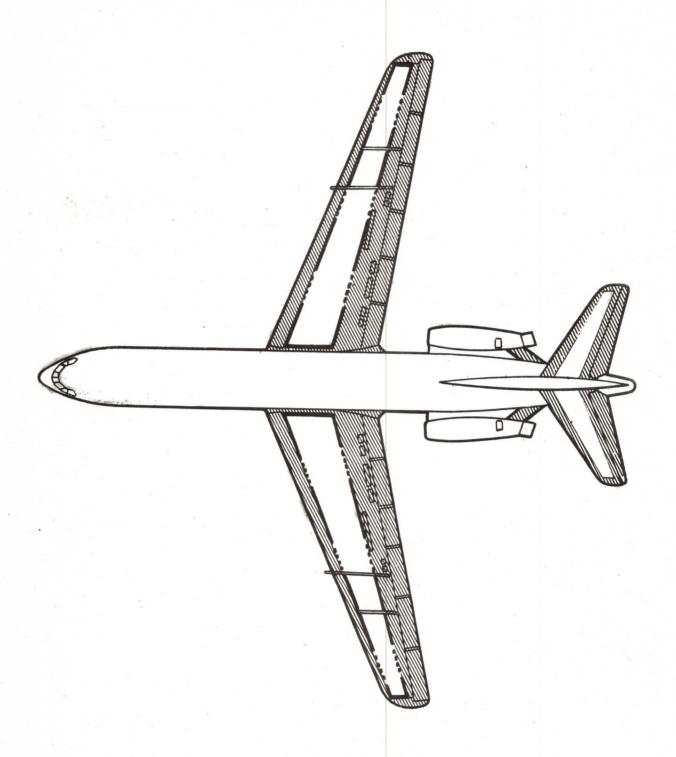
(ATA-Ref. 12)

Abbildungsverzeichnis

\mathbf{T}	41	ſ	ĺ	"No step" areas
T	41	f	2	Location of servicing points
\mathbf{T}	41	f	3	Servicing panels
T	41	f	4	Location of drains
\mathbf{T}	41	f	5	Drains
T	41	f	6	Wheel removal and installation
Ţ	41	f	7	Lubrication method
T	41	ſ	8	Lubrication chart
\mathbf{T}	41	f	9	Lubrication points list



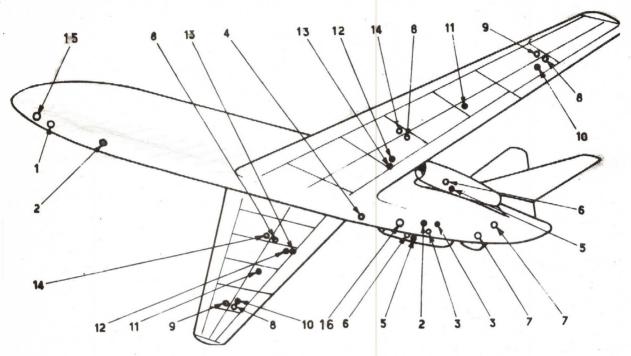
TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 41 f 1 "NO STEP" AREAS



TECHNICAL SCHOOL NOTES

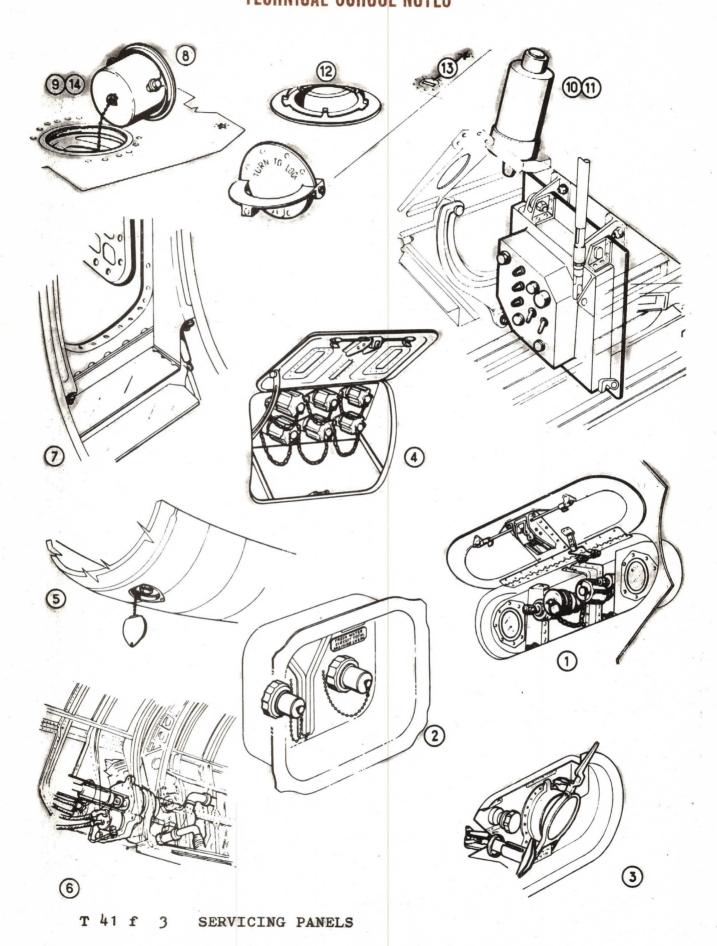


- 1. Red system accumulator charging valves between frames 8 and 9.
- 2. LH water filling panel.
- 3. LH and RH waste water and toilet drains.
- 4. Hydraulic ground test panel between frames 44 and 45 (RH side). Rank sprin
- 5. Engine oil filler ports.
- 6. Engine accessory gearbox filling.
- 7. Hydraulic reservoir filler connectors Blue and Green (Frame 60).
- 8. Refueling overwing grounding points.
- 9. Outboard fuel tank gravity refueling receptacles between ribs 9 & 10.
- 10. Outboard fuel tank overflow valve control doors between ribs 10 & 11. Aufusting rand
- 11. Main fuel tank overflow valve control doors between ribs 30 and 31. (Refuling panel)
- 12. Pressure refueling receptacles.
- 13. Refueling underwing grounding points between ribs 30 and 31.
- 14. Main fuel tank gravity refueling receptacles between ribs 31 and 32.
- 15. Green system brake accumulator charging valve between frames 8 & 9.
- 16. Accumulator charging valve (in cargo compartment between frames 45 and 46).

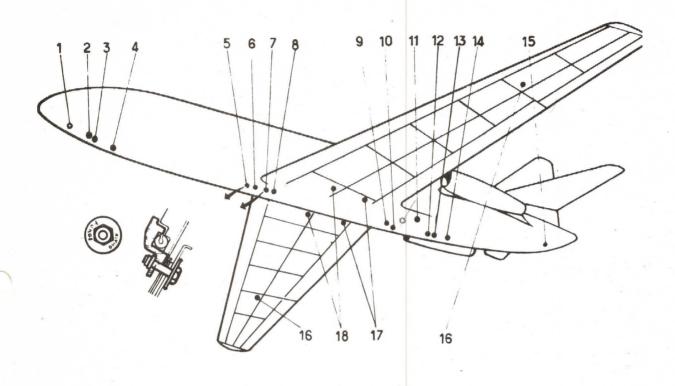
T 41 f 2 LOCATION OF SERVICING POINTS

16 Recus









- 1. Windshield water collecting bottle between frames 4 and 5
- 2. Hydraulic drain between frames 7 and 9
- 3. Condensation water drain fwd of frame 9
- (4. Condensation water drain aft of frame 13
- 5. ADF 1 sense antenna fairing water drain bleed between frames 26 & 27
- 6. Condensation water drain between frames 27 & 28
- 7. ADF 2 sense antenna fairing water drain bleed between frames 28 & 29
- 8. Condensation water drain aft of frame 29
- 9. Hydraulic drain between frames 41 & 42
- 10. Condensation water drain aft of frame 41
- 11. Fuel drain between frames 45 & 46
- 12. Hydraulic drain between frames 48 & 49
- 13. Condensation water drain aft of frame 48
- 14. Hydraulic drain between frames 51 & 52
- 15. Water drain fwd of frame 68
- 16. Water drain between ribs 16 & 17 (outboard fuel tanks)
- 17. Fuel drain at double-Y tubing junction (wing fillet)
- 18. Water drain between ribs 48 & 49 (main fuel tanks).

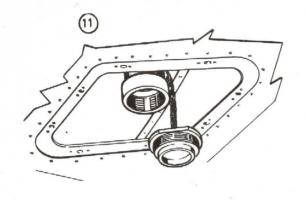
(antgen Tank) (Lahimakisafaill Innin Tank)

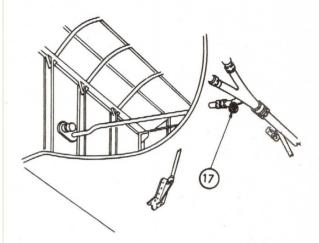
Frank drain)

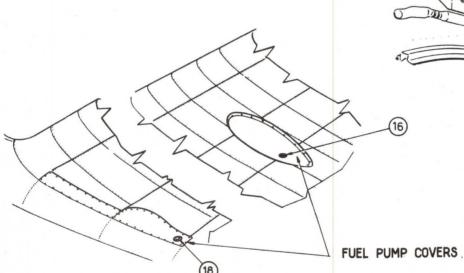
T 41 f 4 LOCATION OF DRAINS

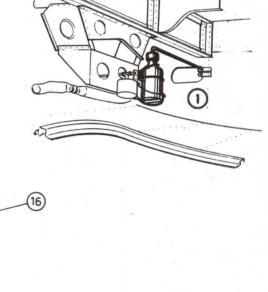


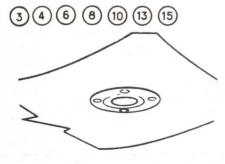
TECHNICAL SCHOOL NOTES

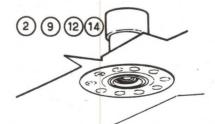








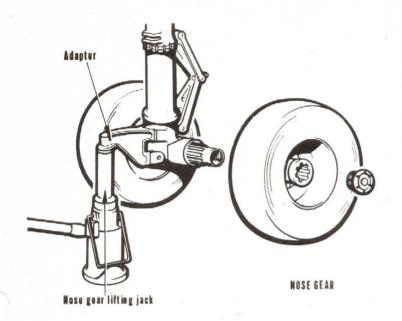


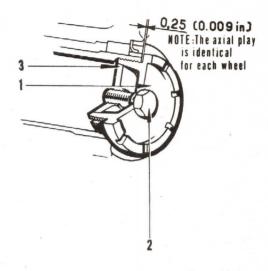


T 41 f 5 DRAINS

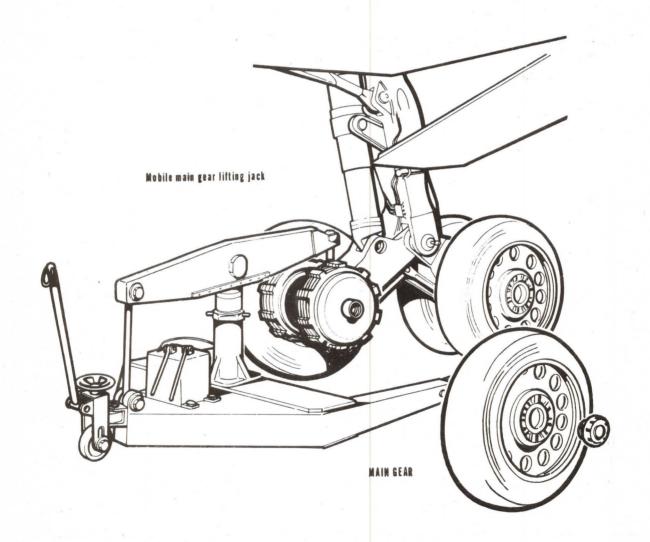
AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES





TORQUE 3 TO 4 mkg(21, 7 to 28, 9



T 41 f 6 WHEEL REMOVAL AND INSTALLATION



TECHNICAL SCHOOL NOTES



Pressure gun



Oil can



Brush

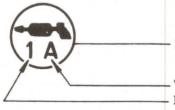


Hand

Lubricants

	AIR Specification	U.S. Specification	British Specification
А	AIR 3520	MIL-H 5606 A	DTD 585
В	AIR 4205	MIL-L 3545	DTD 878 A
С	AIR 4210	MIL-G 7118	DTD 844 A
D	AIR 4225	MIL-G 3278	DTD 825 A
E	AIR 4217	MIL-L 21164 A	DTD 900/4420
F	AIR 3560	MIL-L 6082 B	DERD 2472
G	AIR 3515	MIL-L 7870	DEF 2001
Н	AIR 3513	MIL-L 7808 C or Esso Turbo 011 35	DERD 2487

Example of coding



Lubrication method

-Type of lubricant -Lubrication point (Proposed inspection schedule)

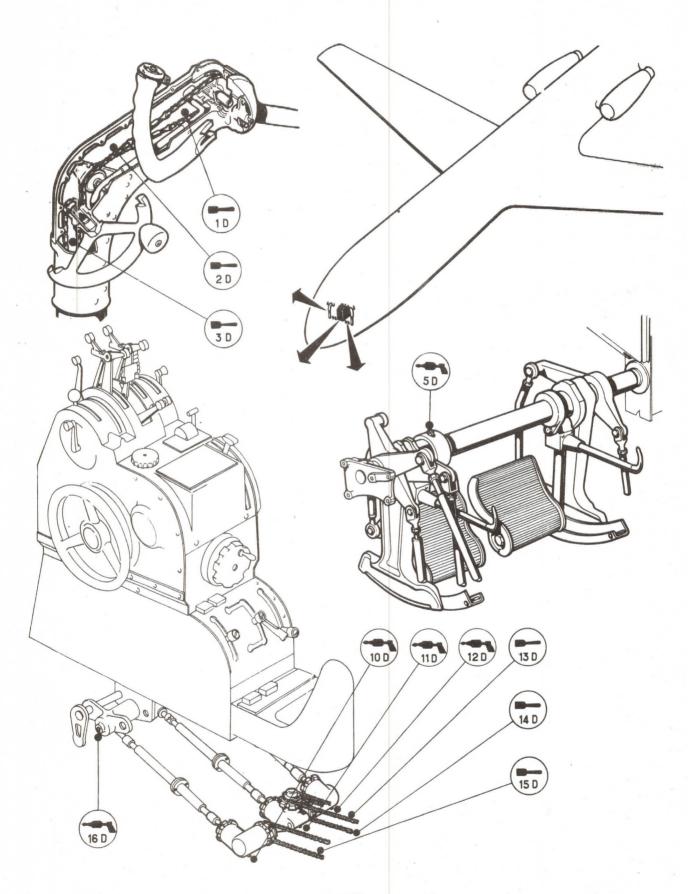
a ----

-Paragraph concerning a specific lubrication point

T 41 f 7 LUBRICATION METHOD



TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 41 f 8 LUBRICATION CHART



TECHNICAL SCHOOL NOTES

ITEM		QUANTITY PER AIRPLANT
	CONTROL COLUMN	
1 D	Aileron control chains	2
2 D	Aileron control chains	2
3 D	Nose wheel steering control chains	2
	RUDDER PEDALS	
5 D	Pedal hanger shaft bearing	2
	TRIM CONTROLS BETWEEN FRAMES 7 AND 9	
10 D	Trim control bevel gear - Aileron	1
11 D	Trim control bevel gear - Rudder	1
12 D	Trim control bevel gear - Elevator	1
13 D	Trim control chain - Rudder	1
14 D	Trim control chain - Elevator	1
15 D	Trim control chain - Aileron	1
16 D	Mechanical relays (under control pedestal)	2

T 41 f 9 LUBRICATION POINTS LIST



AIR CONDITIONING

(S.E. 210, ATA-Ref.21)

T 42 a

Bearbeitet: Pöttinger

Ausgabe: 2/1/63





AIR CONDITIONING

(ATA-Ref. 21)

Inhaltsangabe

Allgemein

Kompression

- 1. Kühlung
- 2. Regelung des Luftdurchsatzes
- 3. Anzeige

Verteilung

- 1. Temperaturgeregelte Luft
- 2. Kaltluft
- 3. Abführung der verbrauchten Luft
- 4. Hilfsbelüftung
- 5. Radio Rack Ventilation (Geräte-Kühlung)
- 6. Belüftung der Temperature Probes

Druckregelung

- 1. Allgemein
- 2. Bauteile
- 3. Wirkungsweise
- 4. Anzeige und Warnung

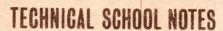
Temperaturregelung

- 1. Allgemein
- 2. Bauteile



- 3. Wirkungsweise
- 4. Anzeige und Warnung

Pressure Test





AIR CONDITIONING

Allgemein

Luft für die Druckkabine der Caravelle VI R wird nach der letzten Kompressorstufe sowohl des linken als auch des rechten Triebwerkes abgezapft. Bevor diese beiden Luftströme gesammelt werden, müssen sie zu Regelzwecken verschiedene Einrichtungen durchlaufen.

Die Temperatur der Luft wird durch den im Stub befindlichen Primary
Heat Exchanger (1. Wärmetauscher) automatisch vorgeregelt. Danach durchströmt die Luft das ebenfalls im Stub angeordnete Air Flow Control Valve;
hier findet die Regelung des Luftdurchsatzes statt.

Die für Kabine und Cockpit gewünschte Temperatur ist durch die im Rumpf angebrachte Refrigeration Unit (2. Wärmetauscher mit Kühlturbine) regelbar. Diese Temperatur ist von der Stellung zweier Klappenventile abhängig. Das Kühlvermögen dieser Einrichtung wird hiebei im jeweils erforderlichen Ausmaß beansprucht. Im Rohr nach der Kühlturbine befindet sich der Water Separator, der die Aufgabe hat den durch die Abkühlung ausgeschiedenen Wassergehalt der Luft abzuführen. Infolge der Vereisungsgefahr dieses Bauteiles wurde ein automatisch arbeitendes Enteisungssystem vorgesehen.

Bevor Kalt- und Warmluft gemischt werden, wird ein Teil der Kaltluft nach dem Water Separator abgenommen und über ein Verteilersystem den Cold Air Outlets zugeführt.

Nach der Mischung wird die Luft des linken und rechten Systems in der Mixing Chamber gesammelt, um von dort an Kabinen- und Cockpit-Verteilersysteme abgegeben zu werden. Bei einem event. Ausfall eines Systems liefert das verbleibende genügend Luft zur Versorgung der Druckkabine.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Die verbrauchte Luft wird durch Öffnungen in Bodenhöhe gesammelt und gelangt in den Raum unter dem Kabinenboden. Von dort strömt die Luft in den rückwärtigen Teil des Rumpfes um durch die Outflow Valves nach außen zu entweichen. Diese Outflow Valves regeln entsprechend ihrer Stellung den Druck im Rumpf.

Zwei Auxiliary Ventilation Systems (je eines links und rechts) dienen zur Unterstützung der normalen Belüftung am Boden. Damit ist es möglich Kabinenluft, Außenluft oder eine Mischung aus beiden umzuwälzen.

Ein von der Druckkabine unabhängiges Entlüftungssystem sorgt für die Kühlung der Geräte in den Radio Racks, des Electric Power Center, der Voltage Regulator, der Batterien und der vorderen Küche. Die abgebaugte Luft gelangt unter den Kabinenboden und tritt im Bugfahrwerksschacht ins Freie. Dieses System arbeitet am Boden und im Flug.

Die Toiletten werden direkt durch venturiartige Rohre nach außen entlüftet.

Kompression

Nach der Abzapfung der Triebwerk-Heißluft muß vorerst eine Kühlung dieser Kompressorluft stattfinden. Danach wird der Luftdurchsatz geregelt. Die anschließende Regelung der Temperatur für Kabine, bzw. Cockpit wird im letzten Abschnitt, Temperaturregelung beschrieben.

1. Kühlung (Abb. 1 und 10)

Die Heißluft passiert zunächst das Air Conditioning Supply Shut-off Valve, das mit dem Thrust Reverser mechanisch verbunden ist. Wenn das Triebwerk im Reverse-Bereich arbeitet, sperrt dieses Ventil die Luftzufuhr ab.

Der als Hauptventil anzusprechende Bauteil ist das Air Conditioning Supply Master Shut-off Valve (ACMV), das elektrisch betätigt wird und die Aufgabe hat, die Luftzufuhr entsprechend dem jeweiligen Flugbe-



TECHNICAL SCHOOL NOTES

triebszustand zu- bzw. abzuschalten. Aus Abb. 10 ist zu entnehmen, wie durch Zuhilfenahme der Main L/G Shock Strut Micro Switches, H.P. Cock Strut Micro Switches, Throttle Micro Switches, Duct Temperature Overheat Sensor, usw. die Steuerung des ACMV erfolgt.

Nun strömt die Luft durch den Primary Heat Exchanger, (Abb. 2), wo die Regelung der Temperatur in der Art stattfindet, daß sie am Austritt des Wärmetauschers zwischen 232°C und 258°C beträgt. Zu diesem Zweck wird der Wärmetauscher von Stauluft, die an der Oberseite des Stub eintreten kann, durchströmt. Die Menge dieser Kühlluft - und damit die Kühlwirkung - hängt von der Stellung des 6 inch Diameter Electric Butterfly Shut-off Valve ab (Abb. 3). Die Steuerung dieses Ventils erfolgt durch den Ram Air Inlet Control Sensor (232°C) und die Temperature Control Box.

Zur Erzielung einer zusätzlichen Kühlwirkung in Bedarfsfällen befindet sich in der Stauluftleitung unmittelbar vor dem Wärmetauscher ein Turbine Driven Fan (Abb. 5), der zur Intensivierung des Kühlluftstromes dient, wobei die Turbine ihren Energiebedarf aus dem Warmluftstrom nach dem Wärmetauscher deckt. In einer hiezu vorgesehenen Abzapfleitung befindet sich das 1 inch Diameter Electric Butterfly Shut-off Valve (Abb. 4). Dieses Ventil öffnet bei einem Temperaturanstieg auf mehr als 258°C, bzw. bei ausgefahrenem Fahrwerk.

2. Regelung des Luftdurchsatzes (Abb. 6 und 7)

Das Airflow Control Valve gewährleistet eine Durchsatzregelung wie in Abb. 7 zu ersehen ist. Zu diesem Zweck befindet sich in der Luft-leitung ein Klappenventil, das durch seine Stellung den Luftdurchsatz bestimmt. Der Differenzdruck eines Venturirohres dient hiebei zur Regelung eines Servodruckes, der das Klappenventil verstellt.

Die höhenabhängige Regelcharakteristik wird durch Verwendung eines Altitude Servo erreicht.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

3. Anzeige

Aus Abb. 8 ist das Temperaturanzeigesystem für den 1. Wärmetauscher zu entnehmen. Je ein Temperaturfühler für das linke und rechte System befindet sich nach dem Wärmetauscher im Rohr.

Abb. 10 zeigt, welche Auswirkungen ein Überhitzungszustand ergibt und welche Anzeigen zu erwarten sind. Darüberhinaus sind Stellungs-anzeiger für die ACMV zu erkennen.

Verteilung

Dem Verlauf des Luftstromes folgend sollen zunächst die Temperaturregeleinrichtungen für Kabine und Cockpit übersprungen werden.

1. Temperaturgeregelte Luft

Die temperaturgeregelte Luft sowohl des linken als auch des rechten Systems durchströmt je ein Rückschlagventil, (wirksam bei Ausfall eines Systems, bzw. Versorgung durch ein Bodenaggregat). Im Anschluß daran wird die Luft beider Systeme in der Distribution Box gesammelt (Abb. 13). In diesen Bauteil strömt auch die von einem an der Rumpfunterseite anzuschließenden Bodenaggregat gelieferte Luft.

Die Distribution Box übernimmt nun die Aufgabe an drei Verteilersysteme die entsprechenden Luftmengen abzugeben. Es sind dies zwei Systeme zur Versorgung der Kabine (Abb. 14) und das System zur Belüftung im Cockpit (Abb. 15). Schließlich tritt die Luft etwa in Kopfhöhe links und rechts in regelmäßigen Abständen in die Kabine ein.

2. Kaltluft

Sowohl dem linken als auch dem rechten System wird nach dem Water Separator kalte Luft entnommen um durch zwei symmetrische Verteilersysteme den einstellbaren Cold Air Outlets (Passenger Service Panels) in der Kabine zugeführt zu werden (Abb. 16). Durch Einbau eines Cold Air Pressure Regulator Valve (Abb. 18) in die Hauptleitung jedes Kaltluft-Verteilersystems wird ein konstanter Überdruck von 12 p/cm² an



TECHNICAL SCHOOL NOTES

den Auslässen gegenüber Kabinendruck erzielt.

- 3. Abführung der verbrauchten Luft (Abb. 17)
 Unterhalb der Kabinenfenster befinden sich in regelmäßigen Abständen Rohrmündungen. Durch diese gelangt die Luft in den Raum unterhalb des Kabinenbodens um hier nach hinten zu strömen. Die beiden Toiletten besitzen in der Form von venturiartigen Rohren eine Entlüftung direkt über Bord.
- 4. Hilfsbelüftung (Abb. 19, 20 und 21)

 Auf beiden Seiten des Flugzeuges über dem Kabinenboden, zwischen

 Frames 48 und 50 befindet sich ein Auxiliary Ventilation System,

 bestehend aus je einem Lüftermotor sowie einem Three Position Selector Valve Assembly, das die Umwälzung von Außenluft, Kabinenluft oder einer Mischung aus beiden erlaubt. Das zur Unterstützung der Belüftung am Boden gedachte System läßt sich unter gewissen Bedingungen auch während des Fluges verwenden. Für diesbezügliche Einzelheiten siehe Abb. 22.
- Abb. 23 zeigt schematisch dieses System und die von ihm erfaßten Kühlzonen. Normalerweise läuft der Lüftermotor (Radio Rack Blower) sowohl am Boden als auch im Flug. Die von ihm abgesaugte Luft kann entweder über Bord (am Boden) oder in den Raum unter dem Cockpit (im Flug) entweichen. Bei Ausfall des Lüftermotors kann der erforderliche Unterdruck im Flug durch Verbindung der Abluftleitung mit Atmosphäre hergestellt werden. Die Luftentweicht in diesem Fall über eine venturiartige Rohrverengung in den Bugfahrwerkschacht.

Die Steuerung aller möglichen Betriebszustände erfolgt durch einen Drehschalter, der überdies eine Stellung zur Durchführung von Kabinendruckprüfungen aufweist.

6. Belüftung der Temperature Probes (Abb. 25, 26 und 27)

Das am Ende dieses Skriptums zur Beschreibung gelangende Temperaturregelsystem für Kabine und Cockpit bezieht seine Informationen unter
anderem aus den in Kabine und Cockpit angeordneten Temperature Probes,



TECHNICAL SCHOOL NOTES

wobei jede Abweichung von der gewünschten Lufttemperatur ein entsprechendes Signal an die Regeleinrichtungen hervorruft. Es ist daher von großer Bedeutung, daß diese Temperature Probes möglichst rasch und intensiv jede Temperaturänderung wahrnehmen. Zu diesem Zweck wurde eine Durchlüftung dieser Bauteile vorgesehen. Abb. 25 zeigt, auf welche Art der notwendige Unterdruck zur Durchlüftung der Temperature Probes in der Kabine erzeugt wird, während Abb. 26 die Lösung dieser Forderung im Cockpit erkennen läßt.

Druckregelung

1. Allgemein

Die Druckregeleinrichtungen erfüllen im wesentlichen drei Hauptaufgaben:

- A. Durchführung einer Druckänderung gemäß der eingestellten Änderungsgeschwindigkeit.
- B. Konstanthaltung des Druckes gemäß dem eingestellten Wert.
- C. Begrenzung des maximal zulässigen (positiven) Differenzdruckes auf 8,1 psi.

2. Bauteile (Abb. 28)

Die Bauteile für Druckregelung bzw. für verwandte Funktionen sind im folgenden angeführt:

- A. Ein Cabin Pressure Controller (auf UP 8, Abb. 30).
- B. Zwei Pneumatic Relays (knapp vor den Outflow Valves)(Abb. 29 und 31).
- C. Drei Outflow Valves, davon zwei automatisch arbeitend und das dritte steuerbar (Frame 60, Abb. 29, 32 und 34).
- D. Drei Water Traps (zwei in der Staterdruckleitung, der dritte in der Statikleitung zum Cabin Pressure Controller).
- E. Ein Ground Depressurization Valve (Frame 60, Abb. 29).
- F. Ein Ground Ventilation Valve (Abb. 36).



TECHNICAL SCHOOL NOTES

3. Wirkungsweise

Die beiden Automatic Outflow Valves stehen unter Zwischenschaltung je eines Pneumatic Relay über eine Steuerdruckleitung mit der hinteren Kammer des Cabin Pressure Controller in Verbindung. Entsprechend der Einstellung des Controller erzeugt dieser einen Druck, der über die Pneumatic Relays auf die Stellung der Ventile in den Outflow Valves in der Art einwirkt, daß gerade soviel Luft aus der Kabine entweichen kann, damit der gewünschte Druck herrscht. Auf diese Veise ist nicht nur eine automatische Regelung auf einen gewünschten Druck möglich, sondern es kann auch eine automatische Druckänderung erzielt werden, wobei die Änderungsgeschwindigkeit stufenlos einstellbar ist. Bei Erreichen des maximal zulässigen Differenzdruckes wird in jedem Fall eine Regelung im Sinne einer Verringerung dieses Drukkes automatisch herbeigeführt.

Die Pneumatic Relays dienen zur Verbesserung der Regelgüte der automatischen Druckregelung.

Das dritte Outflow Valve steht mit der oben beschriebenen automatischen Regelung in keinem Zusammenhang. Es ist vielmehr durch einen Schalter mit zwei Steuerstellungen in direkter Art elektrisch verstellbar. Damit läßt sich der Kabinendruck im Notfall von Hand aus regeln (Abb. 35).

Allen drei Outflow Valves gemeinsam ist jedoch die Fähigkeit, bei abnormal hohem Differenzdruck nach Versagen der durch den Cabin Pressure Controller vorgenommenen Begrenzung die Rumpfstruktur zu schützen. Dies geschieht mittels eines Zusatzventils in jedem Outflow Valve, das bei Erreichen dieses gefährlichen Druckes das Hauptventil zum Öffnen veranlaßt.

Eine weitere Eigenschaft dieser Outflow Valves ist es, bei abgeschaltetem System keinen nennenswerten Überdruck in der Kabine zuzulassen. Weiters stellen sie den Schutz gegen negativen Druck dar.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Für die Erfüllung der Erfordernisse am Boden dienen das <u>Ventilation</u>

<u>Valve Assembly</u> und das Ground <u>Depressurization Valve</u>, die elektrisch

verriegelt sind und durch Fahrwerkschalter gesteuert werden (Abb. 38).

4. Anzeige und Warnung

Den verschiedenen elektrischen Schaltbildern sind alle Vorkehrungen zu entnehmen, die zur Anzeige der Stellung von Ventilen und Klappen getroffen wurden.

Aus Abb. 39 können die mit der Druckregelung im Zusammenhang stehenden Warneinrichtungen entnommen werden.

Temperaturregelung

1. Allgemein

Wie schon beschrieben erfolgt in beiden Zuluftströmen bereits eine Temperatur- bzw. Durchsatzregelung. Danach kann nun die für Kabine bzw. Cockpit gewünschte Temperatur geregelt werden. Es sei festgehalten, daß das linke System in erster Linie zur Versorgung des Cockpits herangezogen wird und daher die Temperaturregelung für das Cockpit in dieser Zuluftleitung stattfindet.

Die Temperaturregelung, die eigentlich als Luft-Kühlung anzusprechen ist, wird unter Zuhilfenahme von Stauluft in der Refrigerator Unit vorgenommen. Zwei Klappenventile (Turbine By-pass Valve, Exchanger By-pass Valve) steuern die Zuluft.

2. Bauteile (Abb. 40)

- A. Exchanger By-pass Valve
- B. Refrigeration Unit, bestehend aus Air-to-Air Heat Exchanger und Cooling Turbine (Abb. 41).
- C. Turbine By-pass Valve
- D. Water Separator (Abb. 42 und 43).
- E. Water Separator Delta "P" Control Valve (Abb. 44).
- F. Water Separator Anti-ice Control Valve (Abb. 45).
- G. Check-Valve Warm Air
- H. Check Valve.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

3. Wirkungsweise

Aus Abb. 48 kann die Funktion der Temperaturregelung entnommen werden. Es ist hier zu erkennen auf welche Art das Zusammenspiel der beiden Klappenventile eine stufenlose Temperaturregelung ermöglicht. Im extremen Kaltbereich wird die Kühlturbine in hohem Maße beansprucht während sie im Mittel- bis Warmbereich nur zur Bereitstellung der Luft im Kühlluftsystem (Cold Air Outlets) herangezogen wird.

Zur Erzielung einer hohen Regelgüte wird nicht nur die Störgröße der Umgebungstemperatur (Ambient Temperature Probe) sondern auch jene im Zuluftrohr (Duct Thermal Lag Thermoresistor) erfaßt und dem Temperature Regulator zugeführt. Durch Einstellung eines Potentiometers ist es nun möglich jedes gewünschte Regelniveau einzustellen. Je eine solche Einrichtung besteht für Kabine und Cockpit (Abb. 49 und 50).

4. Anzeige und Warnung

Es sind Temperaturanzeigen sowohl für Rohrluft- als auch Umgebungslufttemperatur vorgesehen (Abb. 51).

Um ein eventuelles Versagen der Enteisungsanlage für den Water Separator anzuzeigen, wurde je ein Differential Pressure Switch über Zu- und Abluftseite jedes Water Separators geschaltet, womit das betreffende Warnlicht und die entsprechende Sammelwarnung eingeschaltet wird. In ähnlicher Weise wird eine Überhitzung im Rohr zur Anzeige gebracht (Abb. 52).

Pressure Test

Dieser Test gliedert sich grundsätzlich in eine Überprüfung der Verrohrung samt allen zugehörigen Installationen und eine Überprüfung der Zellenstruktur.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Bei ersterem Test wird die Überprüfung in Abschnitte zerlegt. Es werden hier alle Installationen in Nacelle und Stub getrennt geprüft von den Installationen hinter Frame 60 oder den Verrohrungen innerhalb des Druckkabinenbereiches. Dabei sinken die Testdrücke für jeden Teilabschnitt ab, je weiter dieser von der Luftabzapfstelle entfernt liegt. Es finden Tests sowohl auf bleibende Verformung als auch Leckage statt.

Der Test der Zellenstruktur wird je nach Zweck mit verschiedenen Drücken durchgeführt. Hier kommt es in erster Linie auf die Feststellung der Leckage an.

In allen Fällen sind die Zeiten, während der die Teile den angegebenen Drücken standhalten müssen genau festgelegt.

Besondere Vorsicht ist bei den Tests der Installationen gegeben, da durch die oft hohen Drücke eine Gefährdung von Personen vorliegt. Beim Drucktest der Zelle ist darauf zu achten, daß die zulässige Druckänderungsgeschwindigkeit nicht überschritten wird.





AIR CONDITIONING

(ATA-Ref. 21)

Abbildungsverzeichnis

T	42 a	1	Primary Heat Exchanger System, schematisch
T	42 a	2	Primary Heat Exchanger
T	42 a	3	Elektr. Butterfly Shut-off Valve, Durchmesser 6 inch
T	42 a	4	Elektr. Butterfly Shut-off Valve, Durchmesser 1 inch
T	42 a	5	Turbine Driven Fan
T	42 a	6	Airflow Control Valve
T	42 a	7	Kennlinie des Airflow Control Valve
T	42 a	8	Primary Heat Exchanger - Anzeige
T	42 a	9	Temperature Regulator für Primary Heat Exchanger
T	42 a	10	Elektr. Schaltbild - Kompression
T	42 a	11	Anordnung der Temperaturgeber im Rohrknie
T	42 a	12	Druckdichte Rohrdurchführung bei Frame 60
T	42 a	13	Distribution Box
T	42 a	14	Verteilung der Luft in der Kabine
T	42 a	15	Verteilung der Luft im Cockpit
T	42 a	16	Verteilung der Kaltluft, schematisch
\mathbf{T}	42 a	17	Abführung der Luft
T	42 a	18	Cold Air Pressure Regulator Valve
T	42 a	19	Auxiliary Ventilation System, schematisch
T	42 a	20	Auxiliary Ventilation Fan und Three Position Selector Valve Assembly
T	42 a	21	Three Position Selector Valve Assembly
T	42 a	22	Elektr. Schaltbild - Auxiliary Ventilation System
T	42 a	23	Radio Rack Ventilation System, schematisch



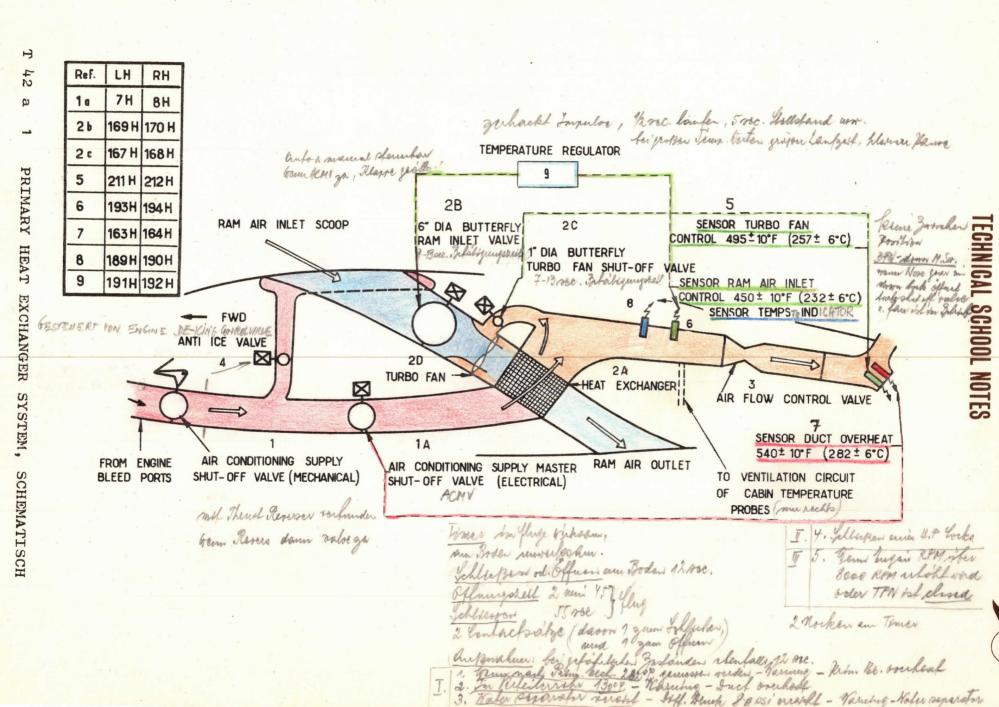
TECHNICAL SCHOOL NOTES

T	42	a	24	Elektr. Schaltbild - Radio Rack Ventilation System
\mathbf{T}	42	a	25	Belüftung der Temperaturgeber in der Kabine
T	42	a	26	Belüftung der Temperaturgeber im Cockpit
T	42	a	27	Einzelheiten der Temperaturgeber - Belüftung
T	42	a	28	Druckregelung, schematisch
T	42	a	29	Anordnung der Druckregeleinrichtungen
T	42	a	30	Cabin Pressure Controller
T	42	a	31	Pneumatic Relay
T	42	a	32	Outflow Valve
T	42	a	33	Typischer Verlauf der Kabinen- und Flugzeughöhe
T	42	a	34	Outflow Valve für manuelle Regelung
\mathbf{T}	42	a	35	Elektr. Schaltbild - manuelle Druckregelung
T	42	a	36	Ventilation Valve Assembly
T	42	a	37	Ventilation Valve Actuator
T	42	a	38	Elektr. Schaltbild - Depressurization und Ventilation Valves
T	42	a	39	Kabinendruck-Warnung
T	42	a	40	Temperaturregelung, schematisch
T	42	a	41	Refrigeration Unit
T	42	a	42	Anordnung des Water Separator
T	42	a	43	Water Separator
T	42	a	44	Water Separator Differential Air Pressure Control Valve
T	42	a	45	Water Separator Anti-ice Control Valve
T	42	a	46	Water Separator System, ungeheizt
T	42	a	47	Water Separator System, geheizt
T	42	a	48	Temperaturregelung
T	42	a	49	Temperature Regulator für Cockpit und Kabine
T	42	a	50	Elektr. Schaltbild - Temperaturregelung in Cockpit und Kabine
T	42	a	51	Cockpit- und Kabinen- Temperaturregelung - Anzeige
T	42	а	52	Elektr, Schaltbild - Water Separator Icing und Duct Overheat Warning System
T	42	a	53	Pressure Test des Air Conditioning Systems - Nacelle und Engine Stub



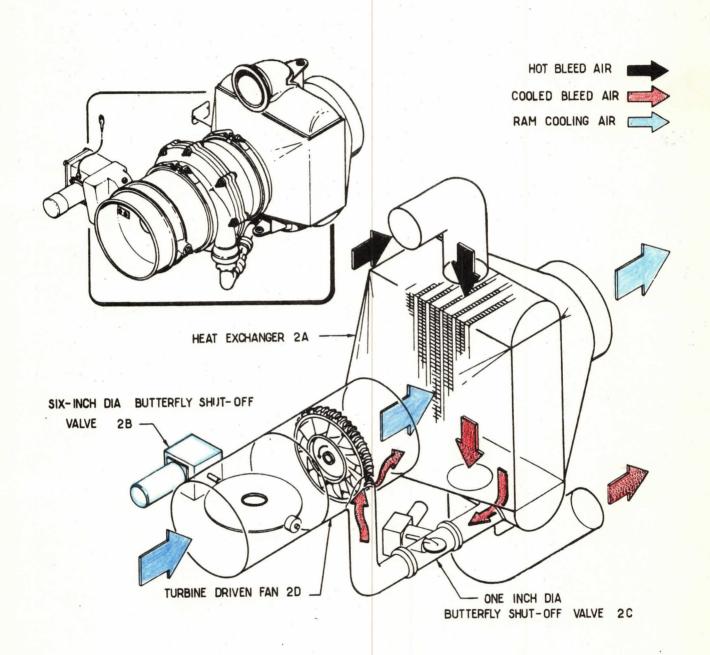
TECHNICAL SCHOOL NOTES

T	42	а	54	Pressure Test des Air Conditioning Systems hinter Frame 60 und Engine Stub
T	42	a	55	Pressure Test des Air Conditioning Systems . Misch- und Verteilersysteme
T	42	a	56	Anschlüsse für Pressure Test bei Frame 44
T	42	a	57	Anordnung der Blanking Plugs



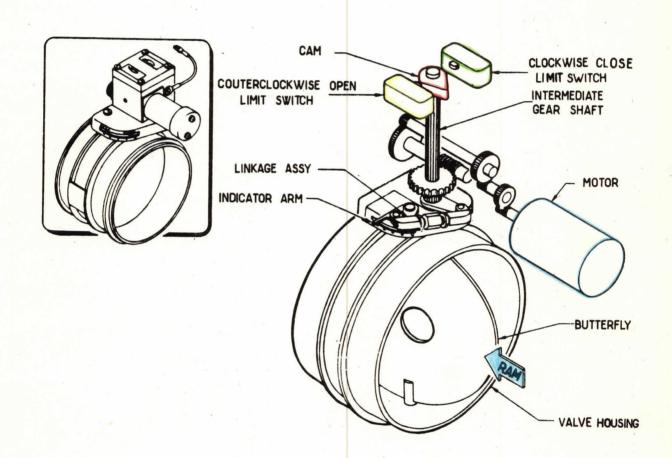
AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



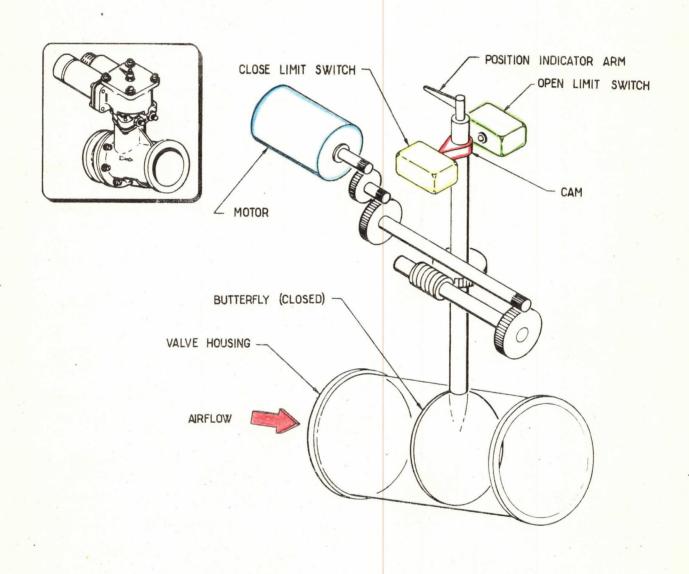
T 42 a 2 PRIMARY HEAT EXCHANGER





T 42 a 3 ELEKTR. BUTTERFLY SHUT-OFF VALVE, DURCHMESSER 6 INCH.

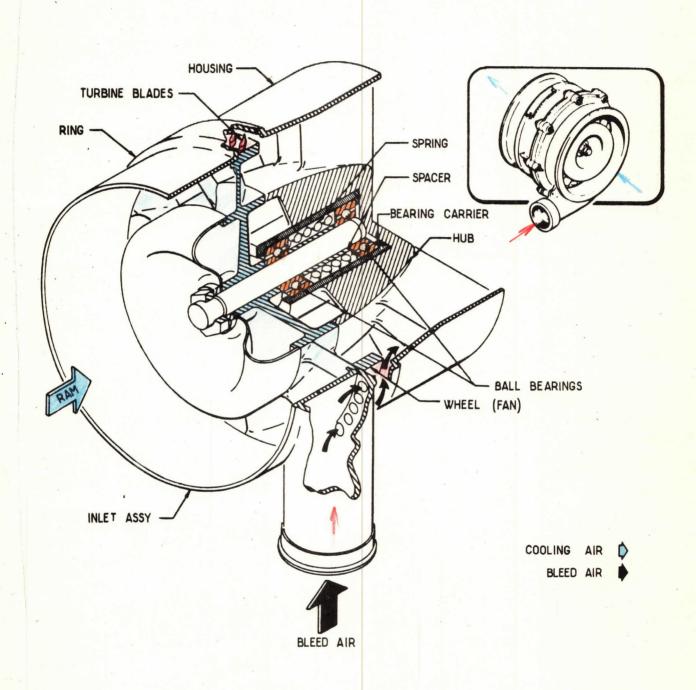




T 42 a 4 ELEKTR. BUTTERFLY SHUT-OFF VALVE, DURCHMESSER 1 INCH.

AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 a 5 TURBINE DRIVEN FAN 20-22, on RAM

H

42

0

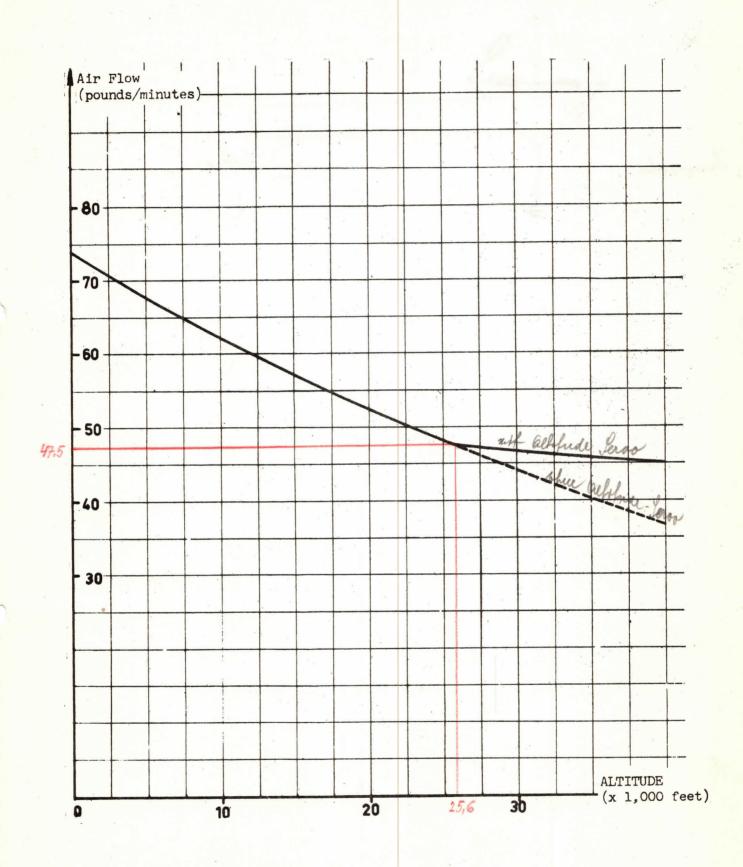
Enflowed aty him emplessar ALTITUDE SERVO PRESSURE REGULATOR DELTA P SERVO BELLOWS VENT SLIDE RELIEF VALVE ADJUSTABLE ORIFICE Reed Marakler of ik ACTUATOR OPEN CLOSE: PORT 'C' BUTTERFLY AIR FLOW CLOSED POS ADJ\STOP OPEN POSITION ADJ. STOP

Tohunen Rousland haclen In Passageer de haser introcudig

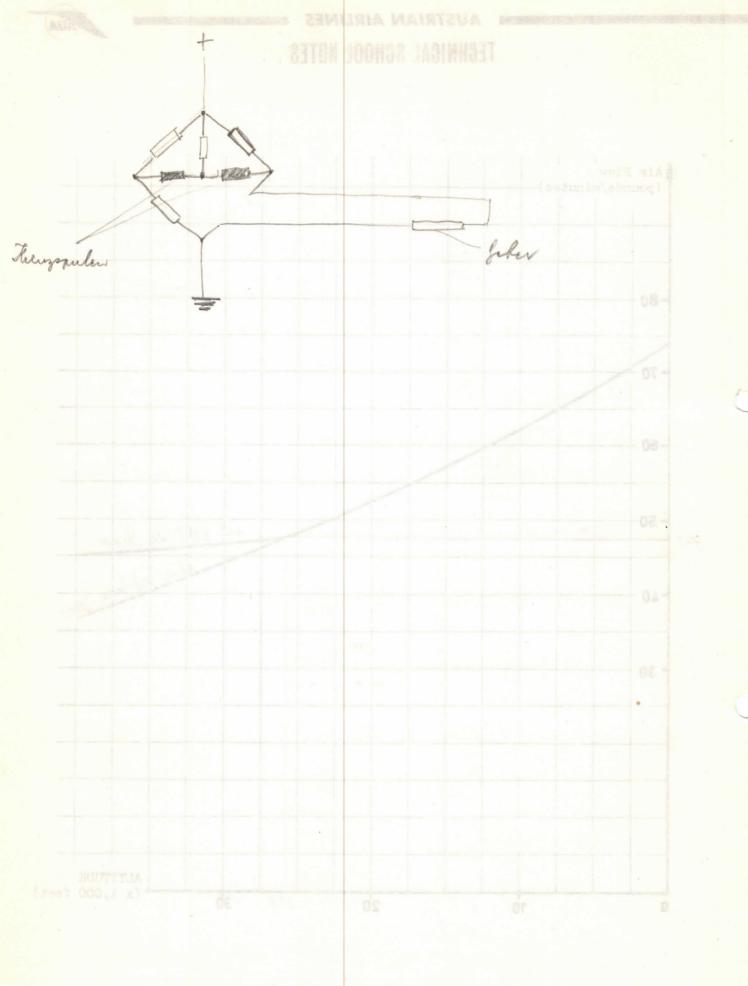




TECHNICAL SCHOOL NOTES

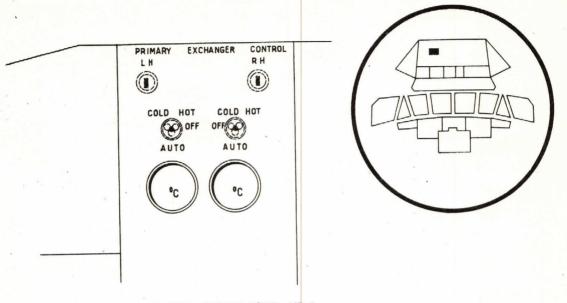


T 42 a 7 KENNLINIE DES AIRFLOW CONTROL VALVE

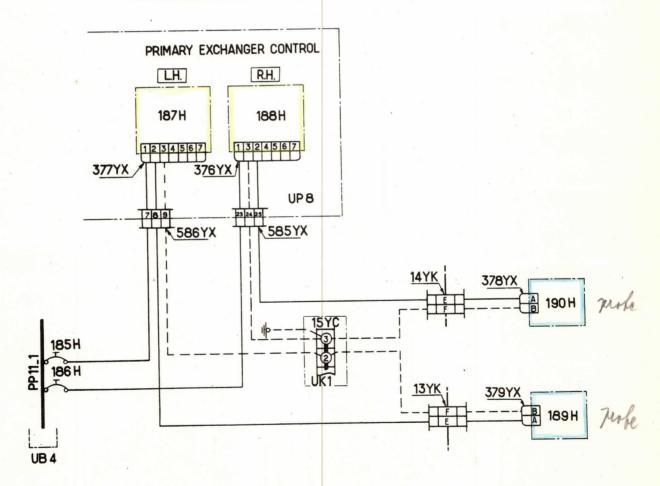


T AE & T RESOLLINTE DES AIPPLUV COTTROL VALVE



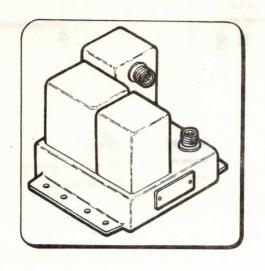


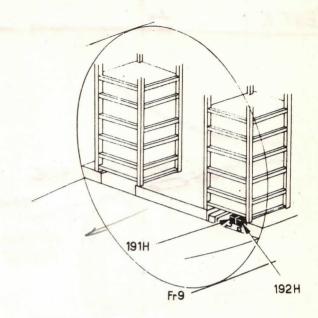
AFT OVERHEAD SWITCH PANEL UP 8

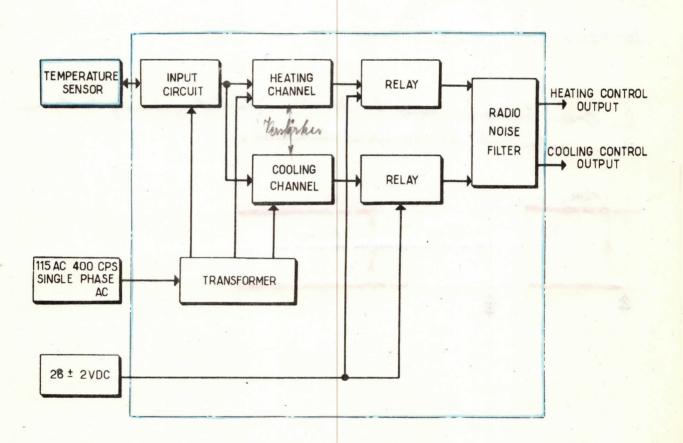


T 42 a 8 PRIMARY HEAT EXCHANGER - ANZEIGE

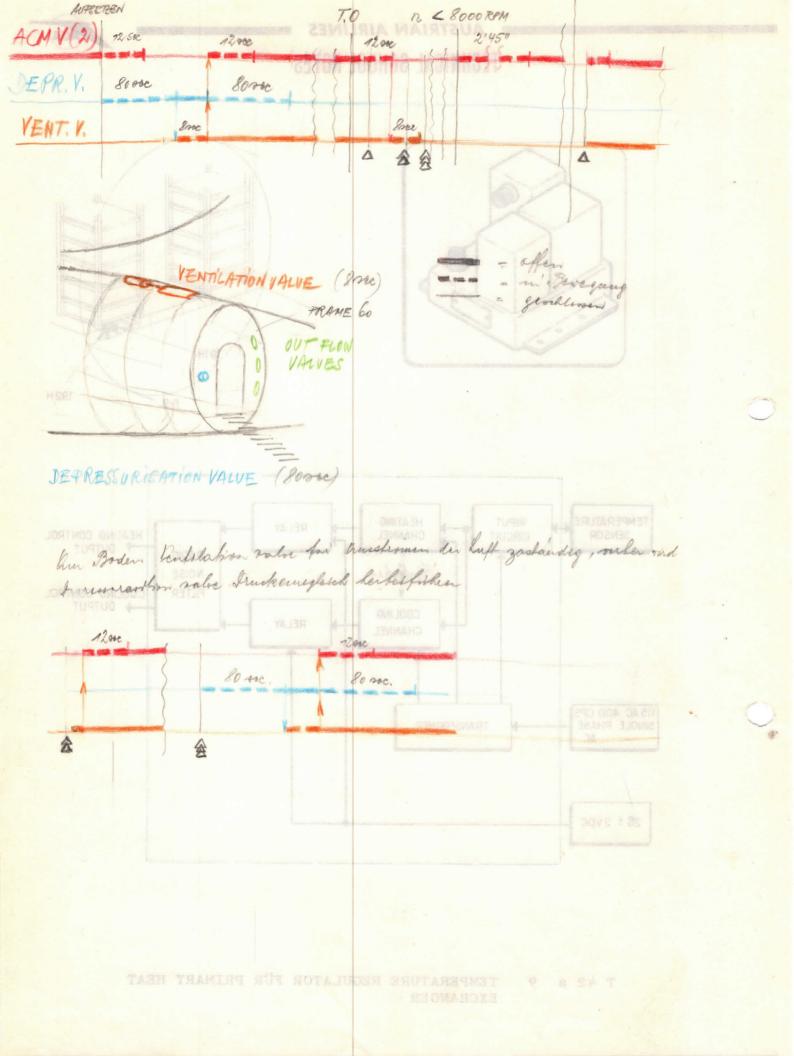




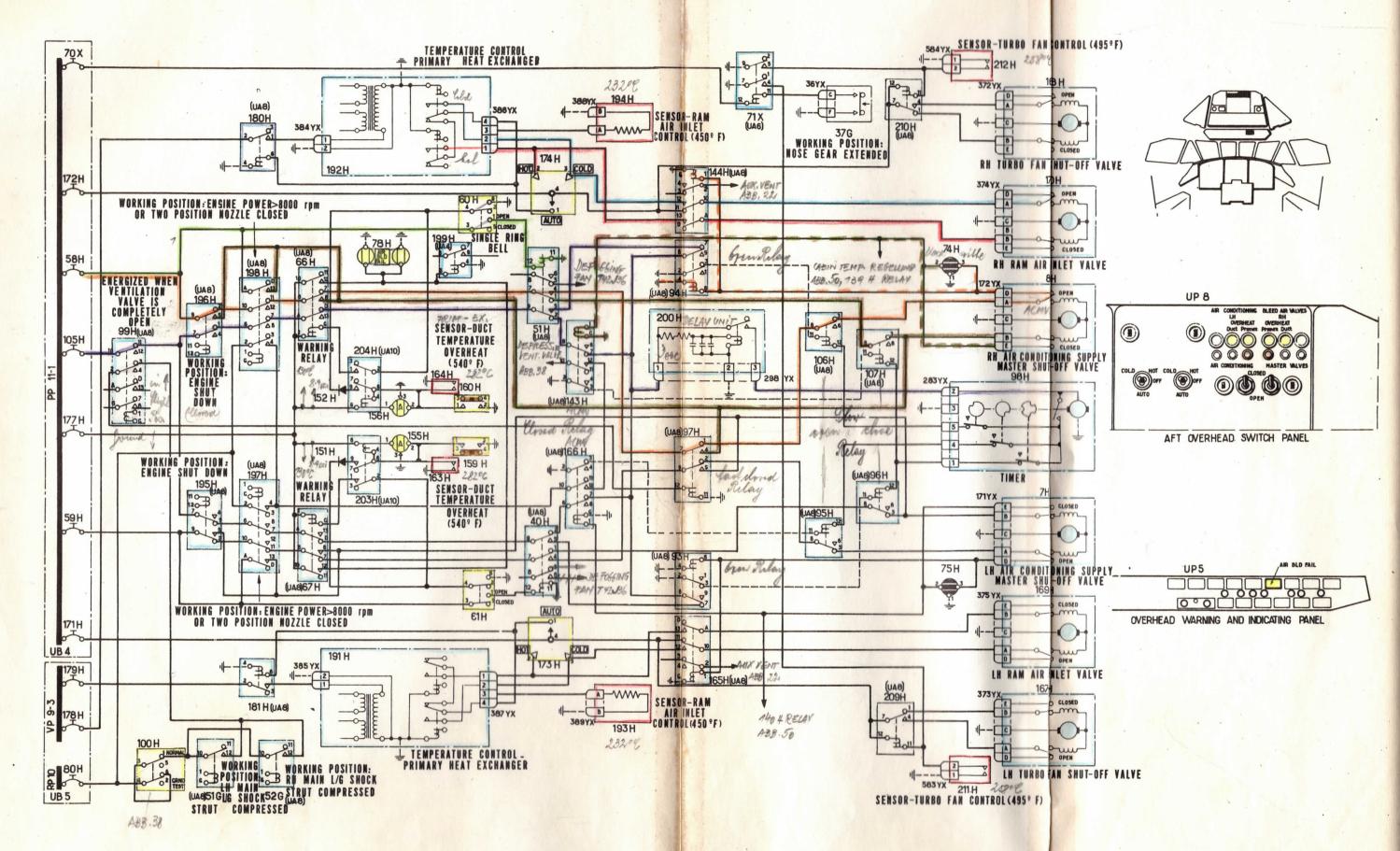




T 42 a 9 TEMPERATURE REGULATOR FÜR PRIMARY HEAT EXCHANGER

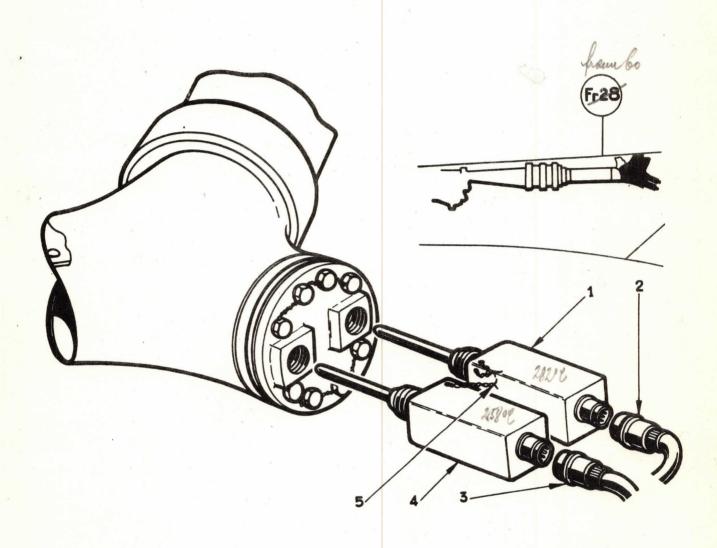


AUA



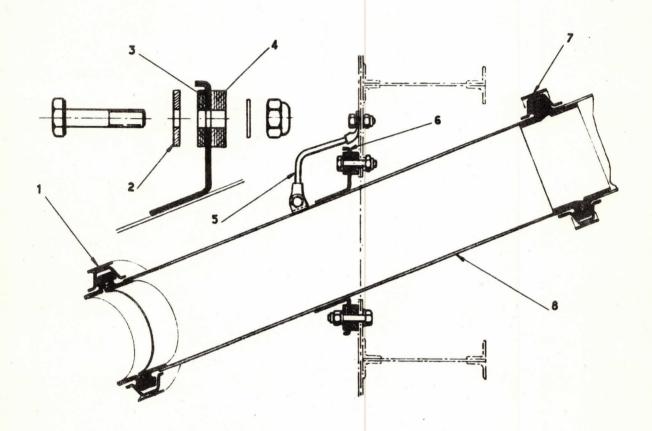
T 42 a 10 ELEKTR. SCHALTBILD - KOMPRESSION





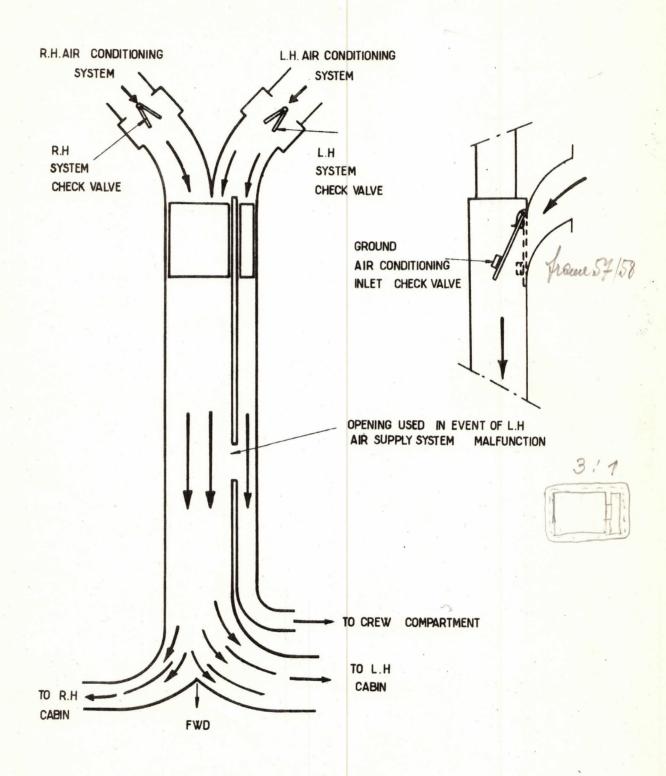
T 42 a 11 ANORDNUNG DER TEMPERATURGEBER IM ROHRKNIE (Imfact-Ishallu)





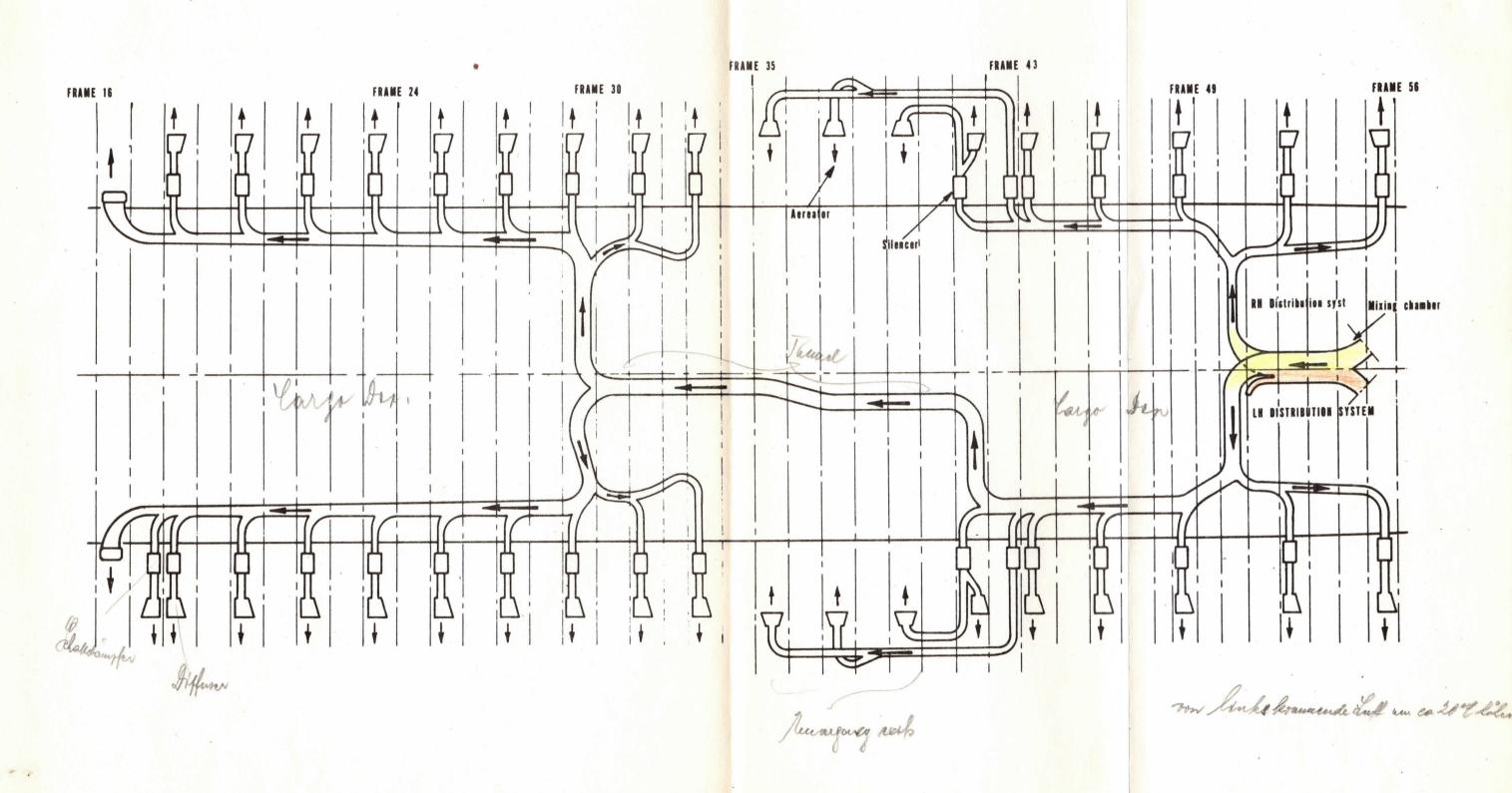
T 42 a 12 DRUCKDICHTE ROHRDURCHFÜHRUNG BEI FRAME 60





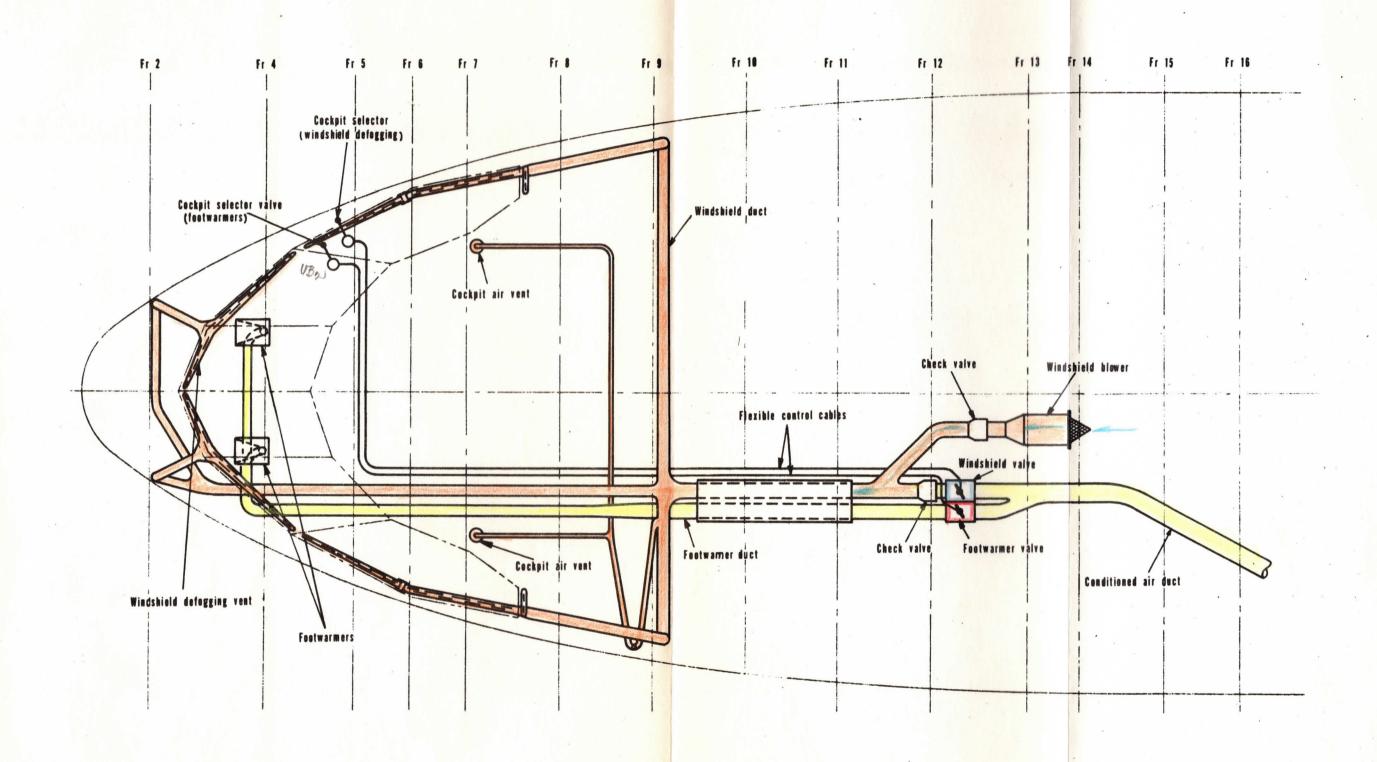
T 42 a 13 DISTRIBUTION BOX





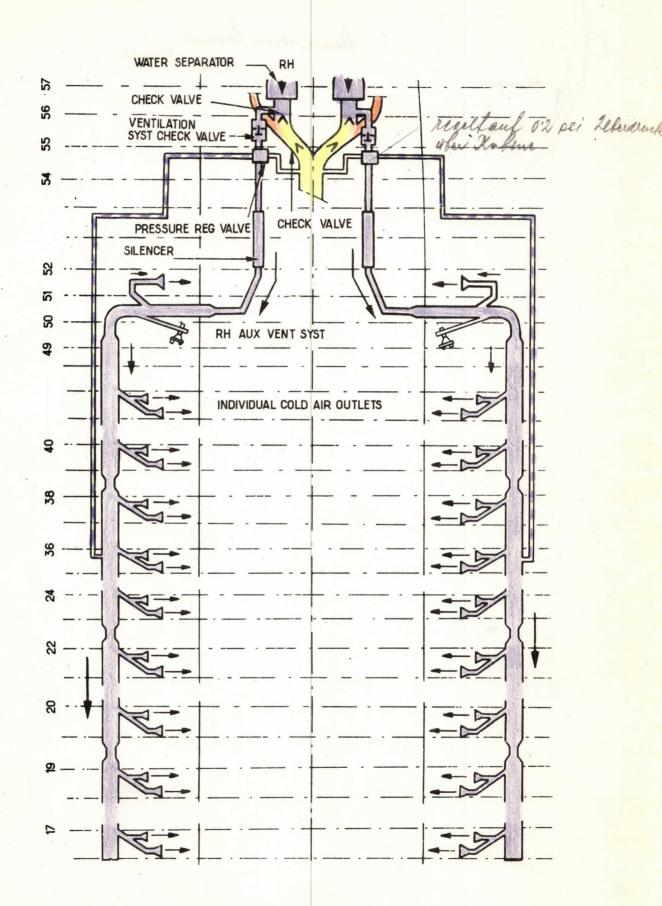
T 42 a 14 VERTEILUNG DER LUFT IN DER KABINE



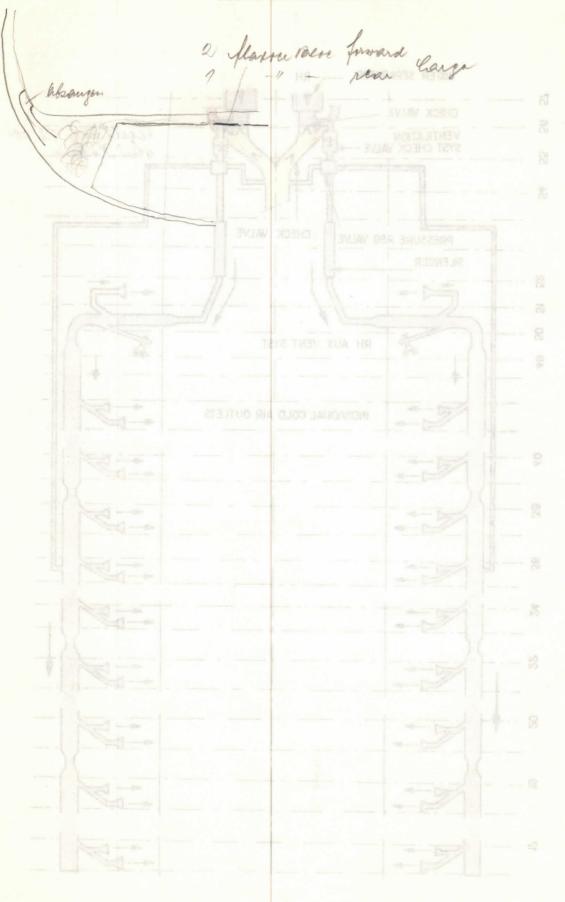


T 42 a 15 VERTEILUNG DER LUFT IM COCKPIT

AUA

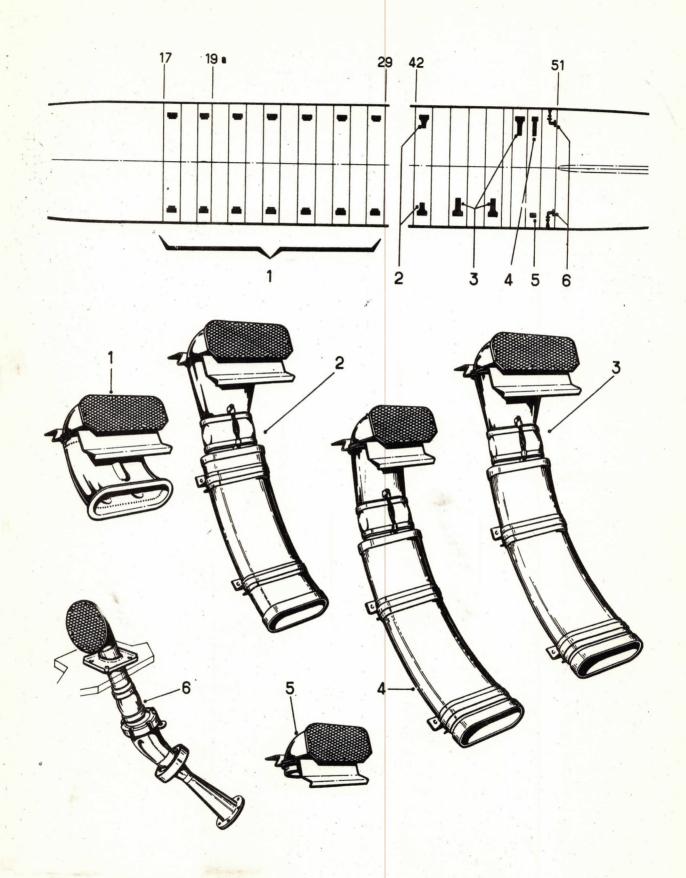


T 42 a 16 VERTEILUNG DER KALTLUFT, SCHEMATISCH



T & 2 a 16 VERTEILING DER KALTIUFT, SCHEMATISCH

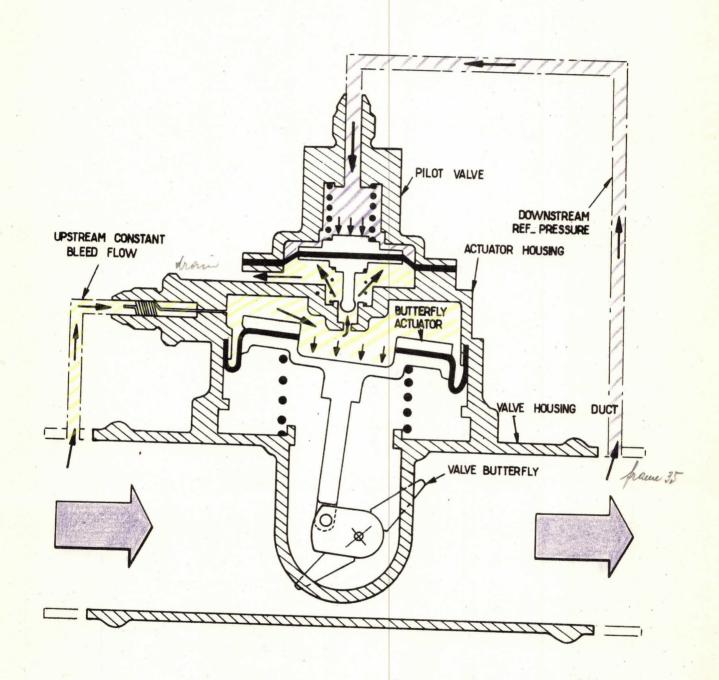
A.UA



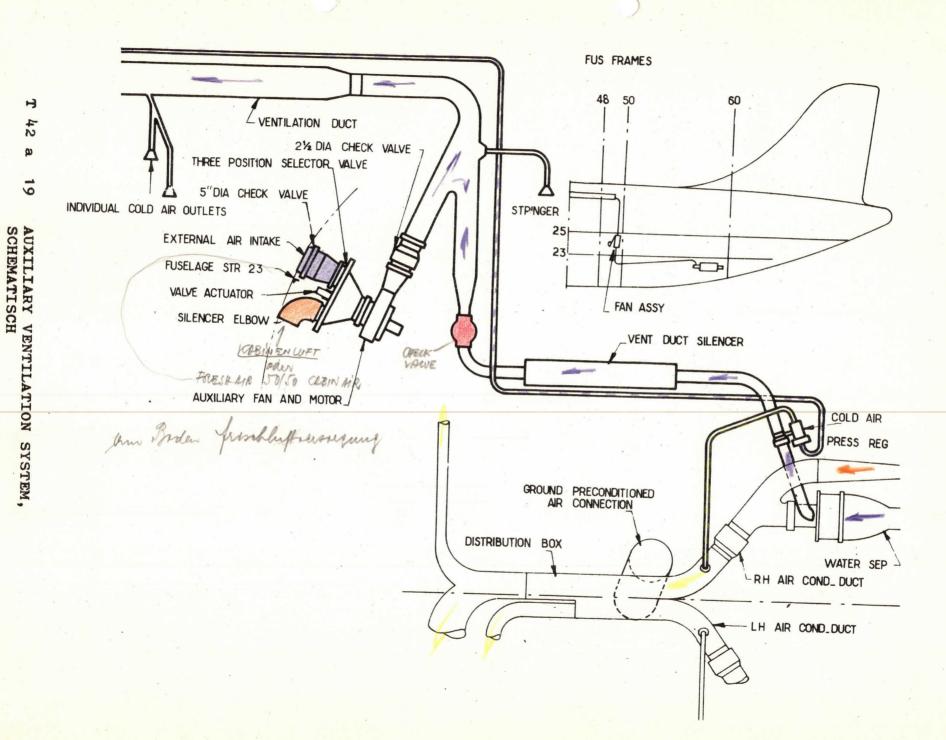
T 42 a 17 ABFÜHRUNG DER LUFT

JUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 a 18 COLD AIR PRESSURE REGULATOR VALVE (nohe Waln separation)





a 20 AUXILIARY VENTILATION FAN UND THREE POSITION SELECTOR VALVE ASSEMBLY

H

42



H

42

21.

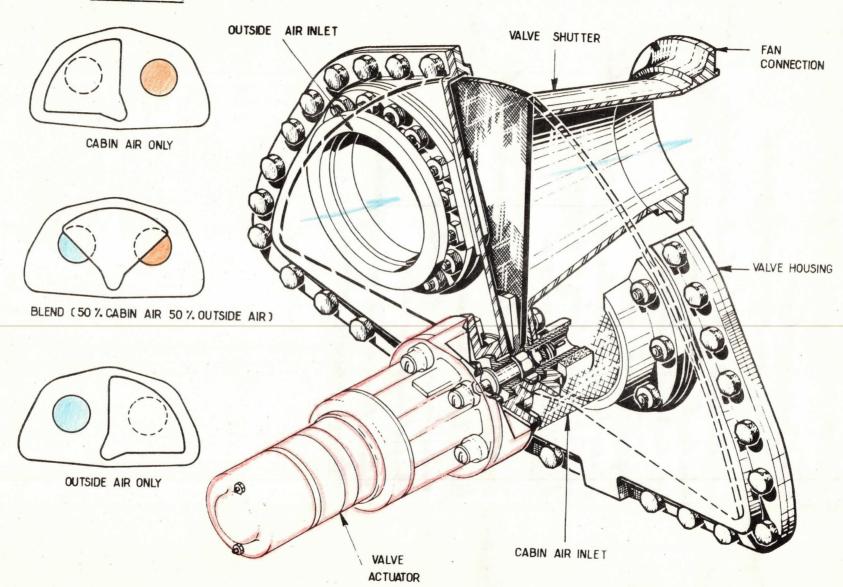
THREE POSITION

SELECTOR

VALVE

ASSEMBLY

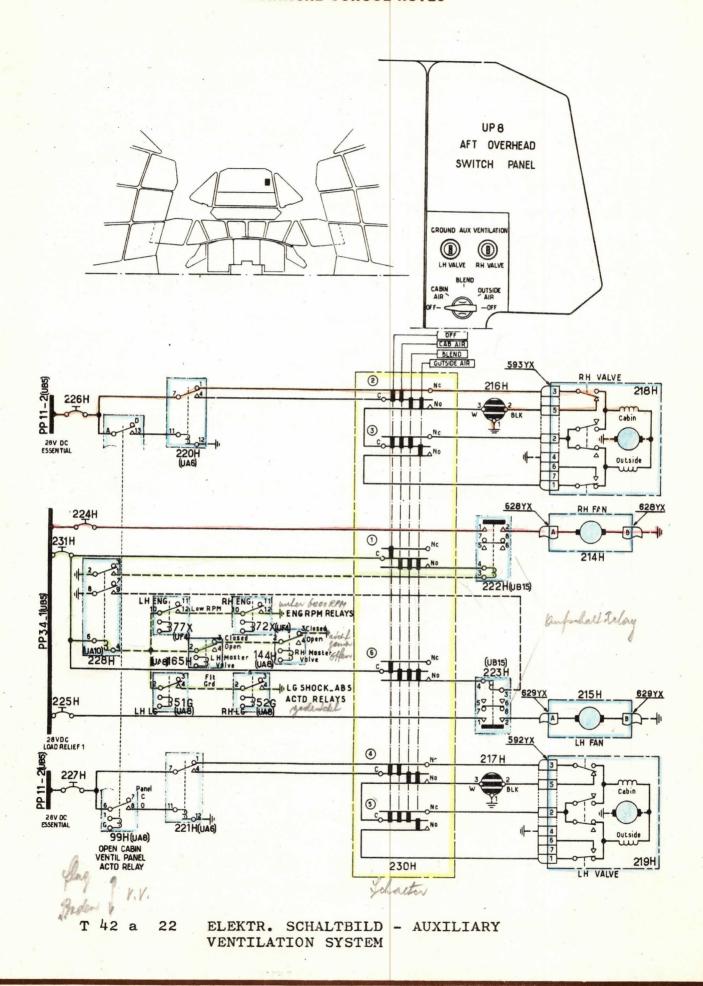
VALVE POSITIONS



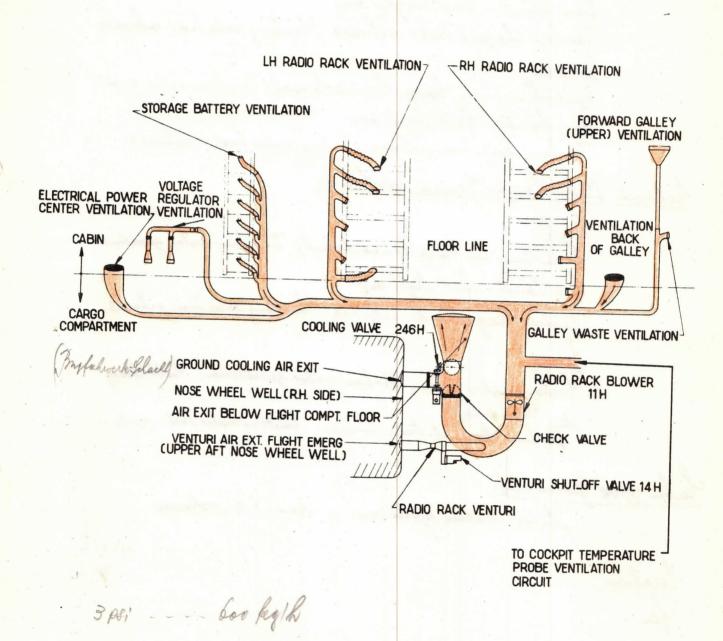


Hughusland: RPM under book oder ALMV affin Verblafre baiff, 3. For rabe whould benbill non Habban. Yahn'air: luft (Inder mach , C) in Berring and die forms Vent rate From Landing gen putere voitch gedrickt Tentilala lauft from tentl. ralve istoffen, 3 Partion valor lauft ni Vanhal-Konstion, daher 50% Kabinsin u. Blend: 50% Chupenhift - Thisfling. Morgael Indicator weeks Irbald from tert valve sen Rellen) nur habri-Luft Beliffung. (Relay 99 Hrabgefallen) Margael Inductor schools Outside air; Tentihahr baift (Landing gear anters on the ground Vent, Valor seen 3 Pos. salve in Orde - Finkon daler autsenhell Behilling. Magart- Fudbrater nexts Ishald Janual Vent. valve gentlement Magael - Indicator persons









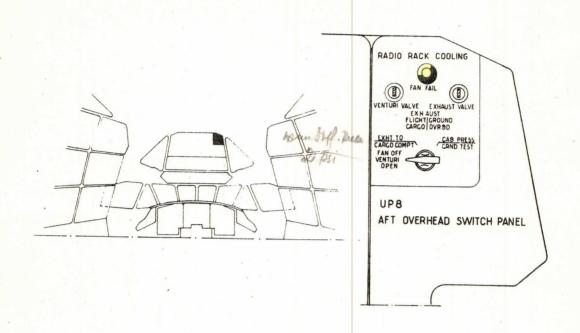
T 42 a 23 RADIO RACK VENTILATION SYSTEM, SCHEMATISCH

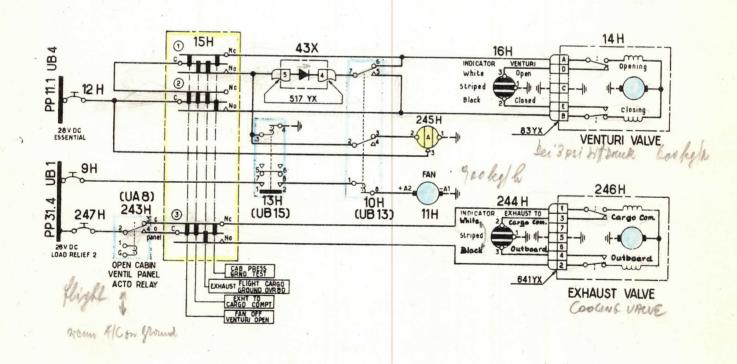
Huggestand: You aff reaching open: Norm Your Gebler (Jani failure bight on) who Venture volve geofful, Sechenist rates blesse in large Compartment Hanfure Maguel Jud: weeks, Gooling value Ind: rohvars Echaust lo hargo: (flight (ground) Buthiffing mis largo longarbuent, Venturi salve gentlessen fan bauf - fail light our Toulour Respect Ind: schools, Yealing rate Ind: schools fround is com Buthiffung mis barga Comparfuent, Tentous valve gooks. You lauft - fail light aus Touley rule Ind: schoars Celand Gloot Vargo Ground Greeboards Touth flung in large Compartment, Vertue's also goodson fau laigh - fail light aus Ventur hagnel Ind: schnark, booking value Ind: prhnark frouds Torling rater offen, Venturi value geschlossen, kuthiffung Zar Varpenhift Terfor Magnet Inde sohvara, looling valor Vad: nelp Claber gress ground Nests hide ralus geschliner a. Morg. Ind. schoors RADIO RACH VENTILATION SYSTEM.

NUR ZUR SCHULUNG

toc Au

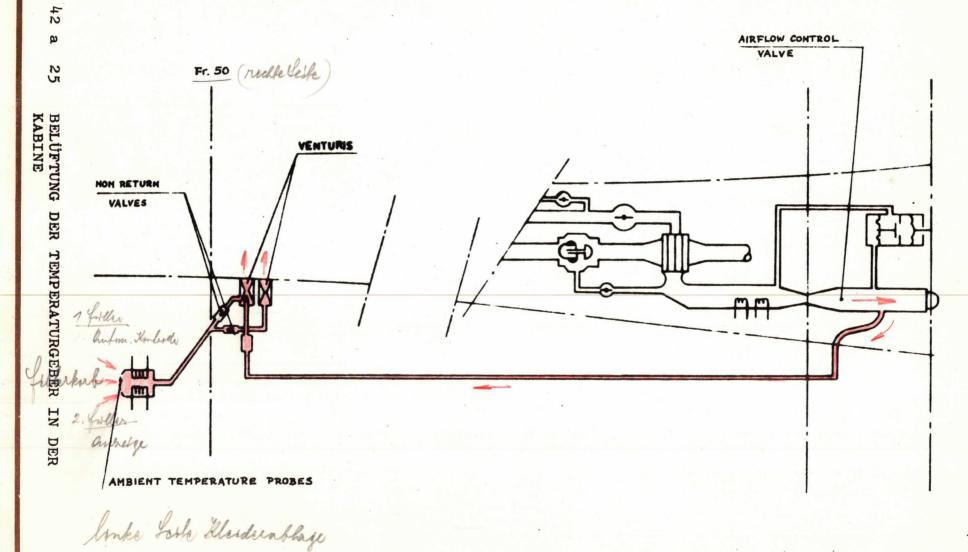






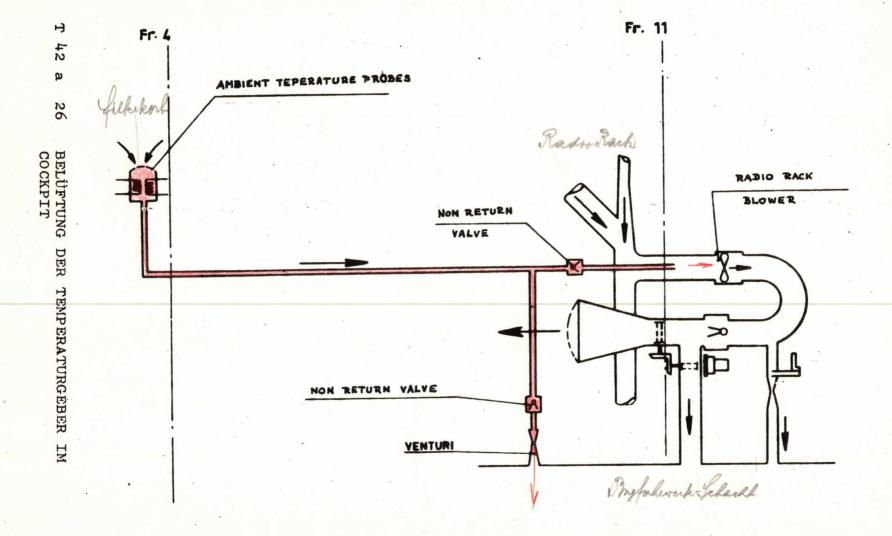
T 42 a 24 ELEKTR. SCHALTBILD - RADIO RACK VENTILATION SYSTEM

H



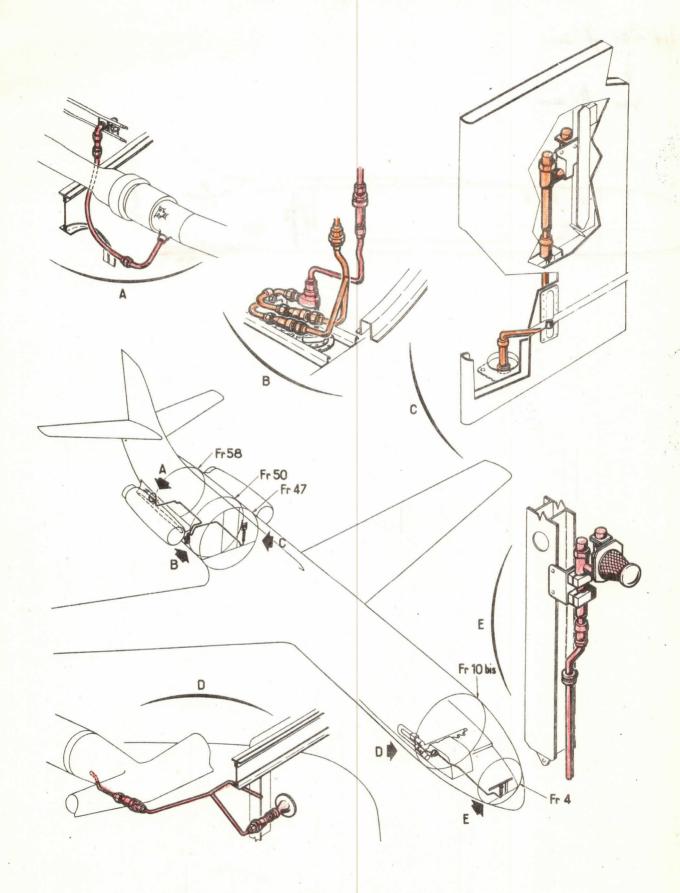


NUR ZUR SCHULUNG

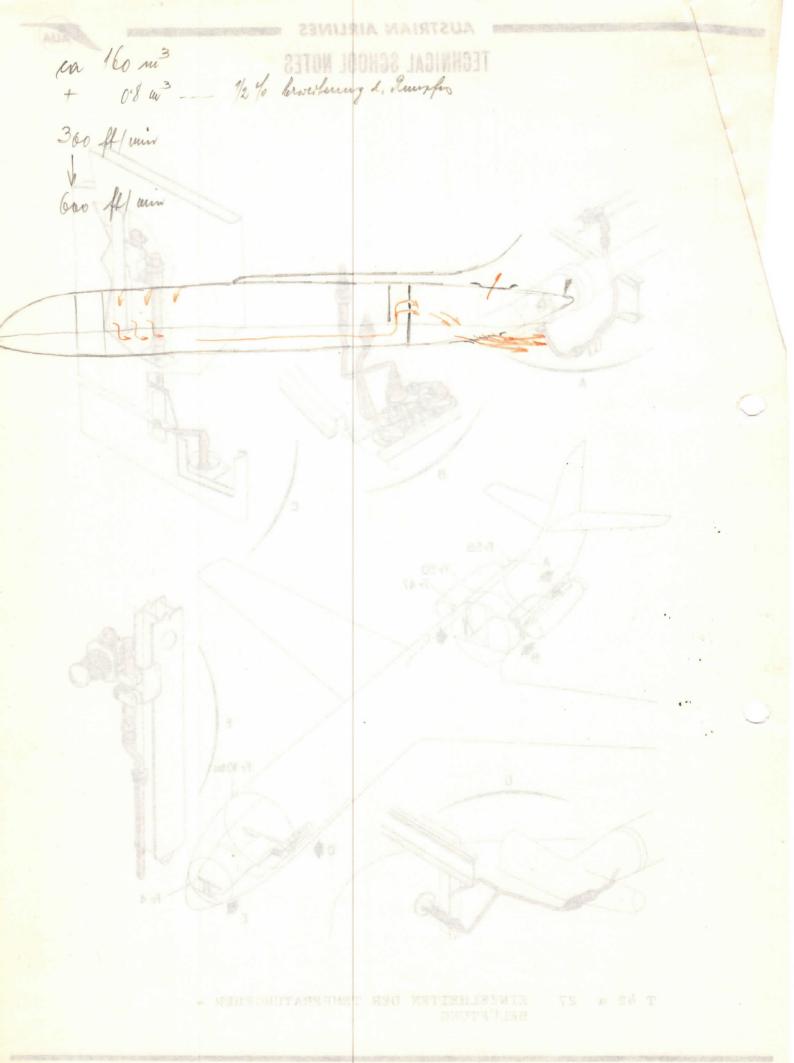




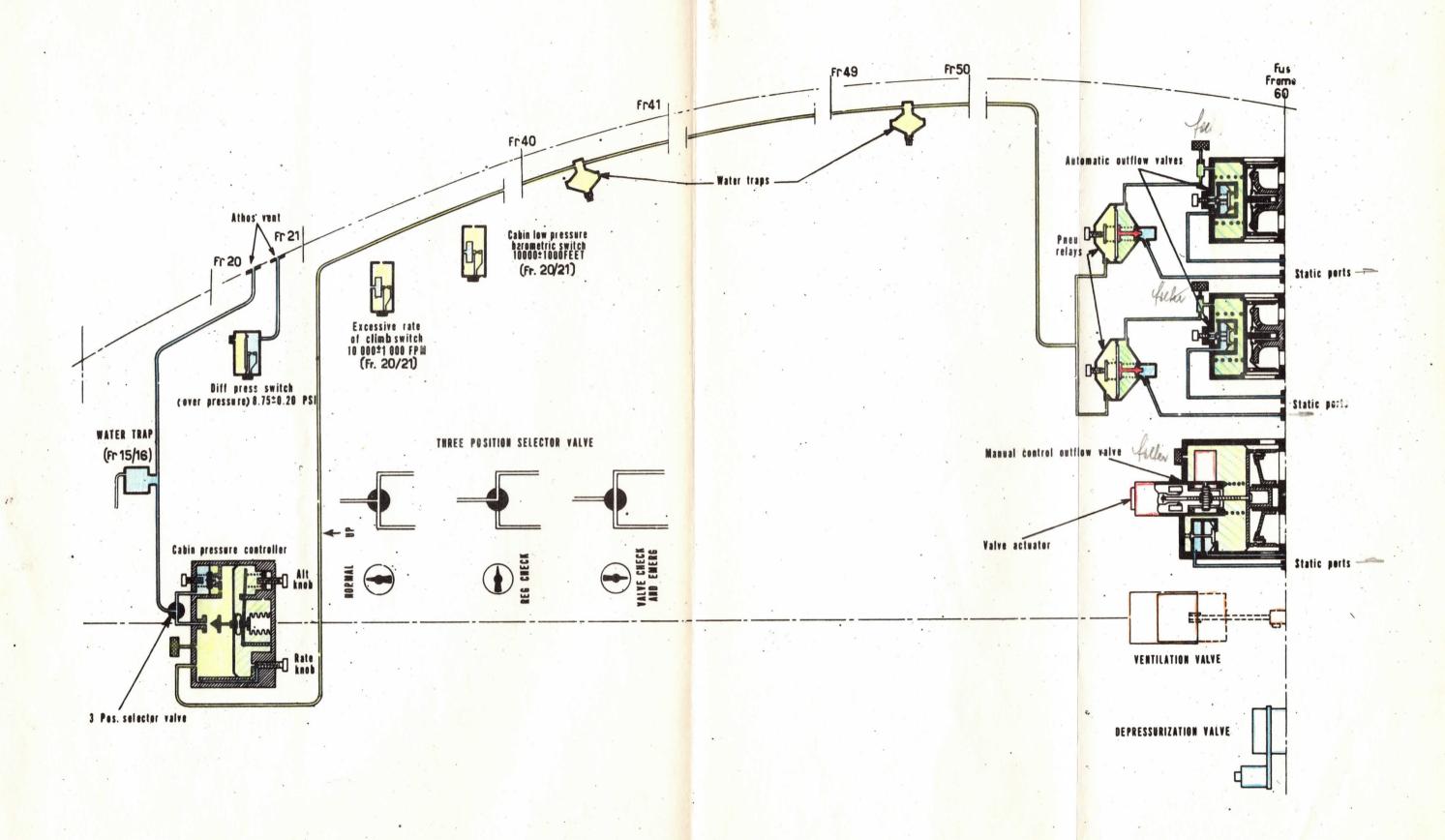
AUA



T 42 a 27 EINZELHEITEN DER TEMPERATURGEBER - BELÜFTUNG

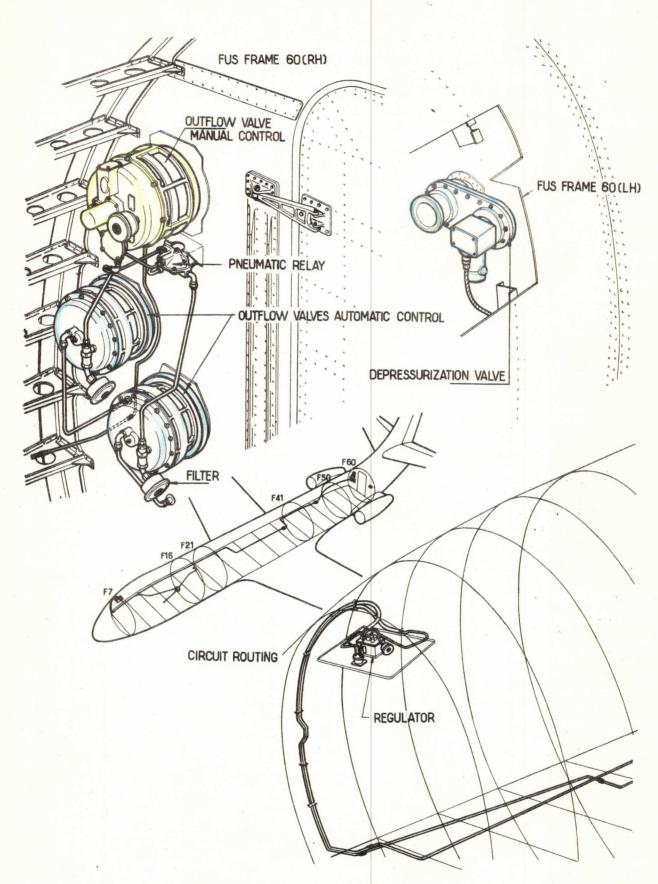


AUA



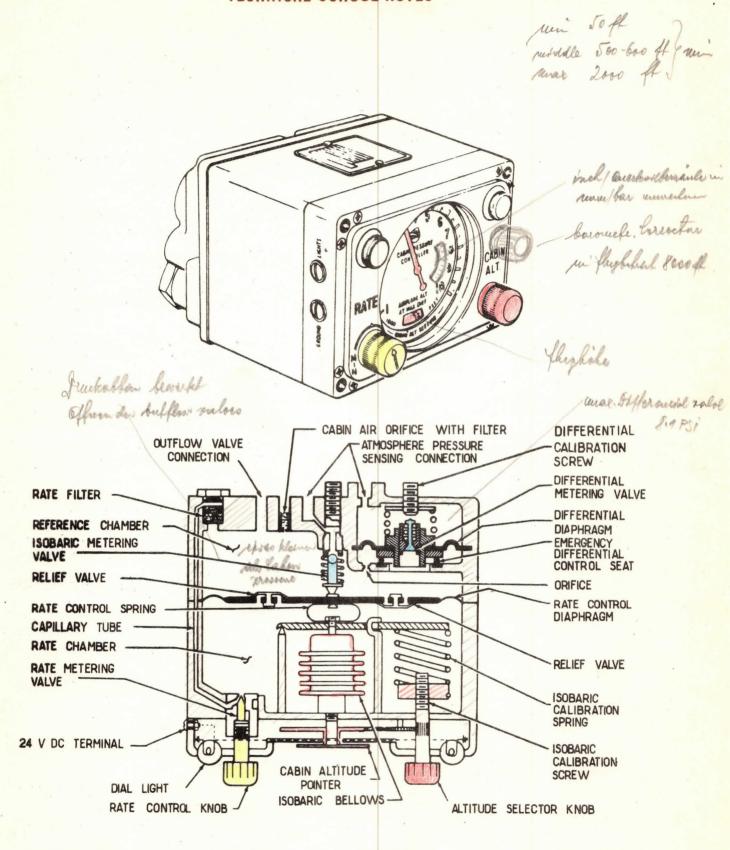
T 42 a 28 DRUCKREGELUNG, SCHEMATISCH

AUA



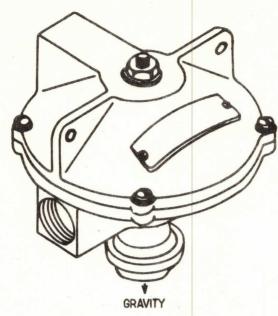
T 42 a 29 ANORDNUNG DER DRUCKREGELEINRICHTUNGEN

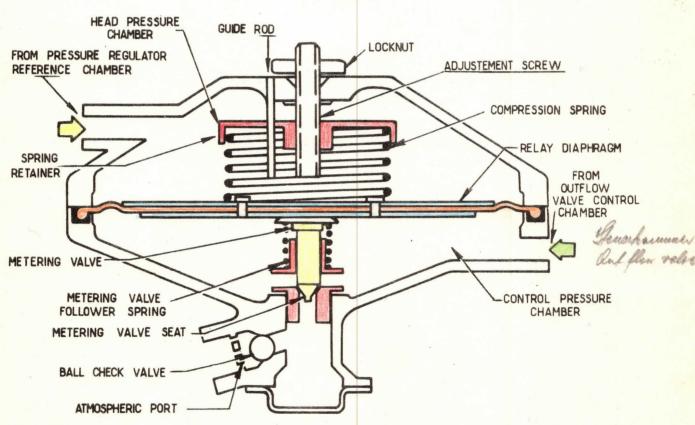
AUA



T 42 a 30 CABIN PRESSURE CONTROLLER

AUA





T 42 a 31 PNEUMATIC RELAY

H 42

32

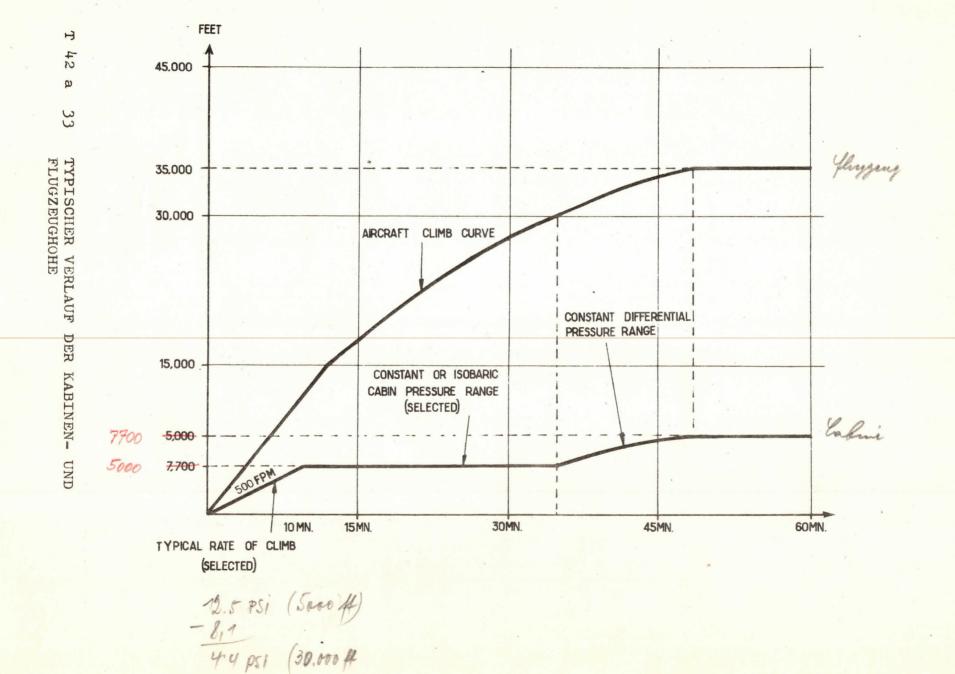
OUTFLOW

VALVE

TO PNEUMATIC RELAY REFERENCE PRESSURE

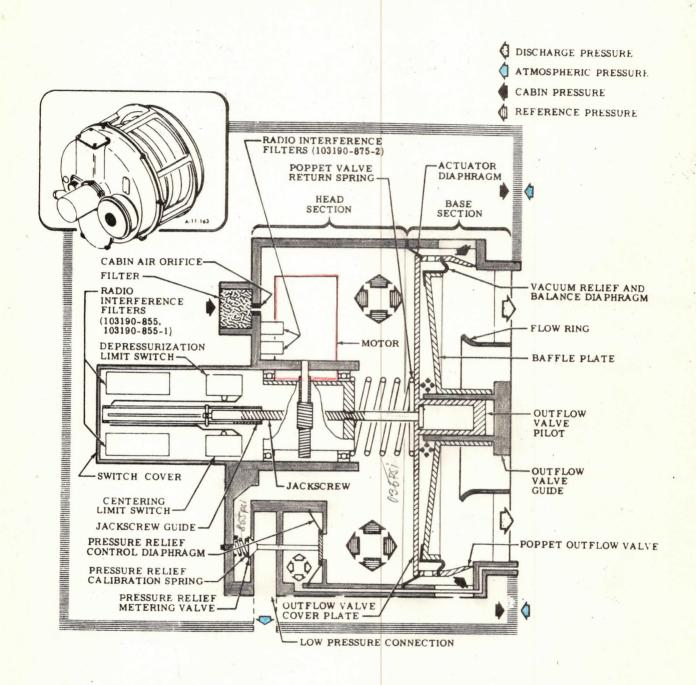
OUTSIDE AIR





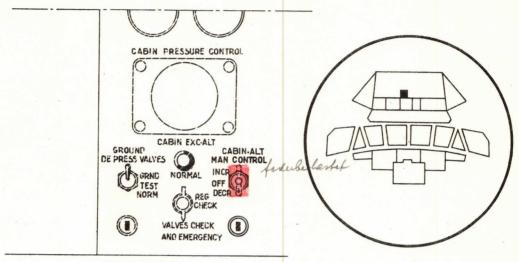




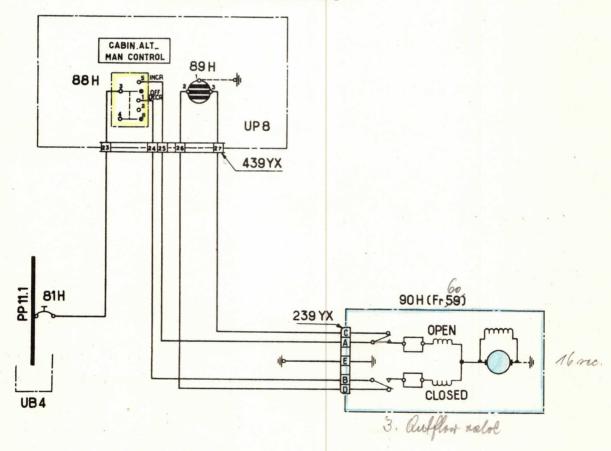


T 42 a 34 OUTFLOW VALVE FÜR MANUELLE REGELUNG



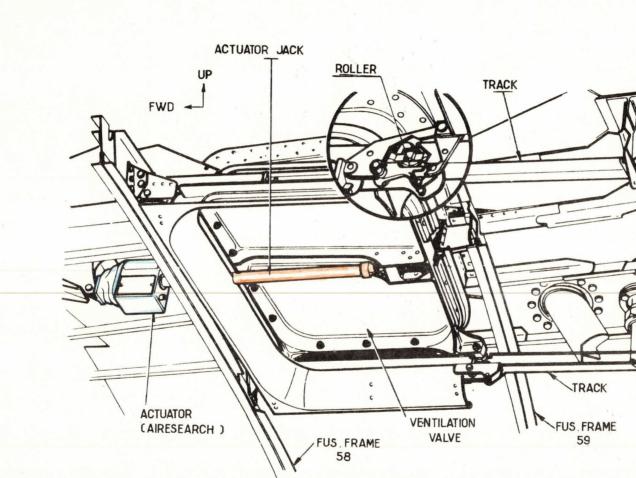


AFT OVERHEAD SWITCH PANEL UP 8



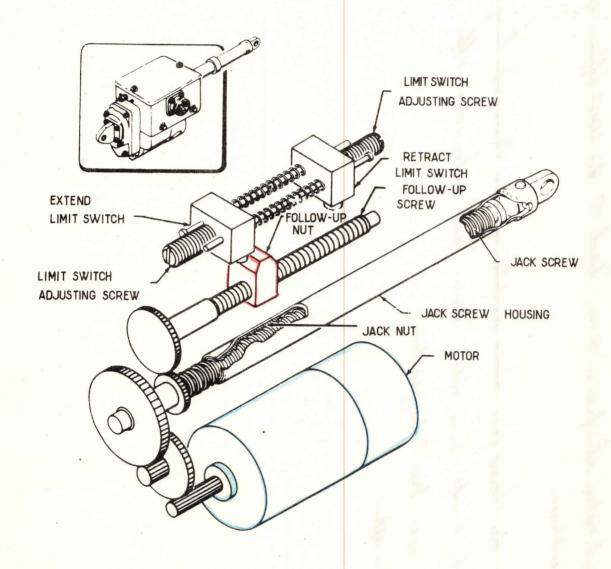
T 42 a 35 ELEKTR. SCHALTBILD - MANUELLE DRUCKREGELUNG

H 42









T 42 a 37 VENTILATION VALVE ACTUATOR

Borde valor sond elefore, som her Gelling der Lander gaar, Phottle od. TPN & ACHI abhänging On Boden nound Derress. valve grodleson, Vert. valve open. Wakend TO, Sui beiden ALMUS solliepen mi 12 me. Vant. males abenfalls ni 12 me. Nach 10 die ACM VS affron ceud das Isness, med Vent valor bleefor geochlosson. Wahrend landing: di hand gear posto souther machen throughthing and James. valve welches knowl offert, anothe Vent. rabe. Heren Vent. vielve court offers, Japan. Valus vellestal rocks . Vent rabe men, Fepr. Talve geschlower ochrang: Berde rabes offen

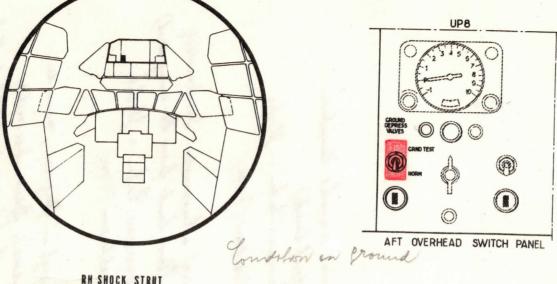
H

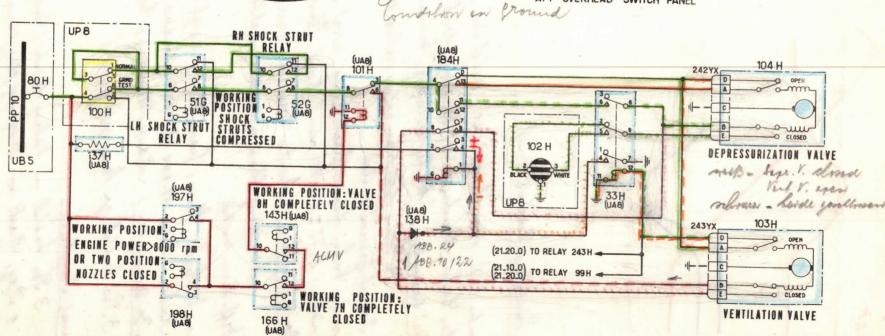
38

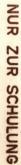
UND VENTILATION VA

LD - DEPRESSURIZATION VALVES

Landing

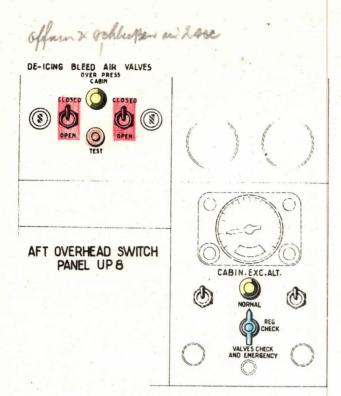


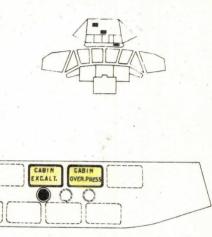




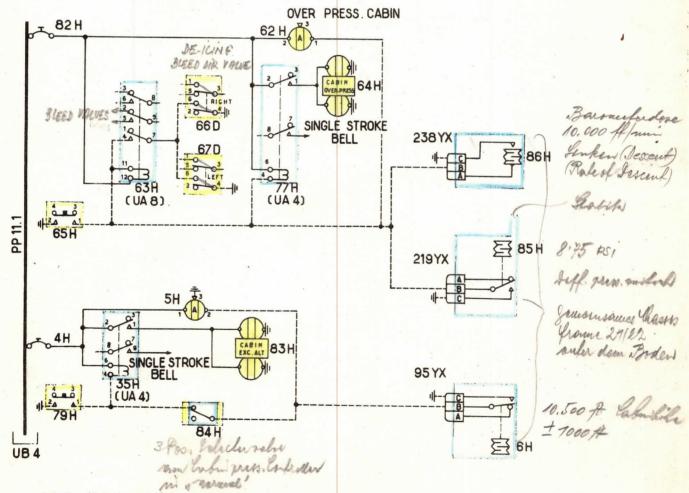
Robustile P51 8000 7000 3. Los. with a Norweal 26 4 mule tale flow, fram 20/29, Relgt ein rasche Lucakun des lahi - Iruches som (fe- sing duck leak) Bo' buspuchen; Marker Warring, Gorgen. Cabin u. flocke De Johns bleed are valors schliefen (horc) Robert Jascond gwilch 854 meter baker floor, frame 20/29, reef abusemaler Juntoanstill mber 8,75 = 020 PSi som (high flow look from the icing duck) Bor burgeochen Master Warring, Cocepen. habin a flocke St - toing bleed are values schlippen (2 rec) Jeff. Fire. without 64 under baki flow, from 20/21, nesgl mi flug our, nounder Kabinenhile 10.000 ft ± 1000 erreicht, Baromehre mitch Bai auspealen: Master Warning, bahn seessive tellilude Stocke 3 Poo. Fritch on Remergency, Marval Rejoling 3 Pos tailed in talan Much / hungancy 9 Mes. Check - Lingung der canstant diff ness, operation 2. Ruffler valor gress. relief ogerations

LUA

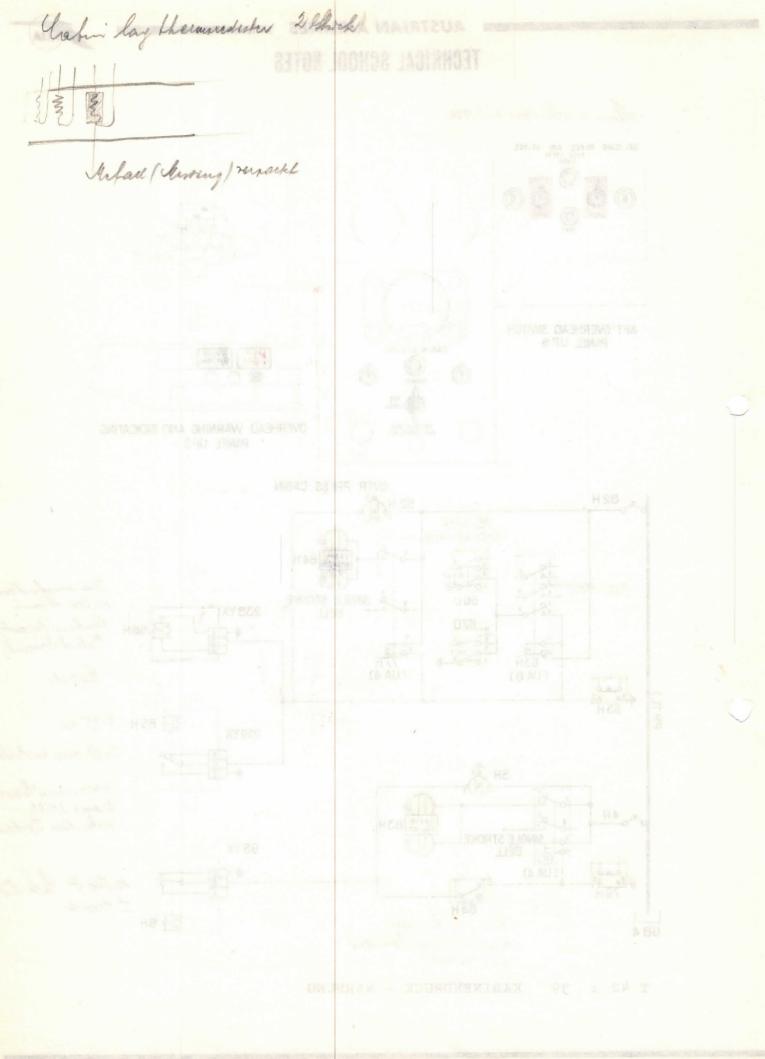




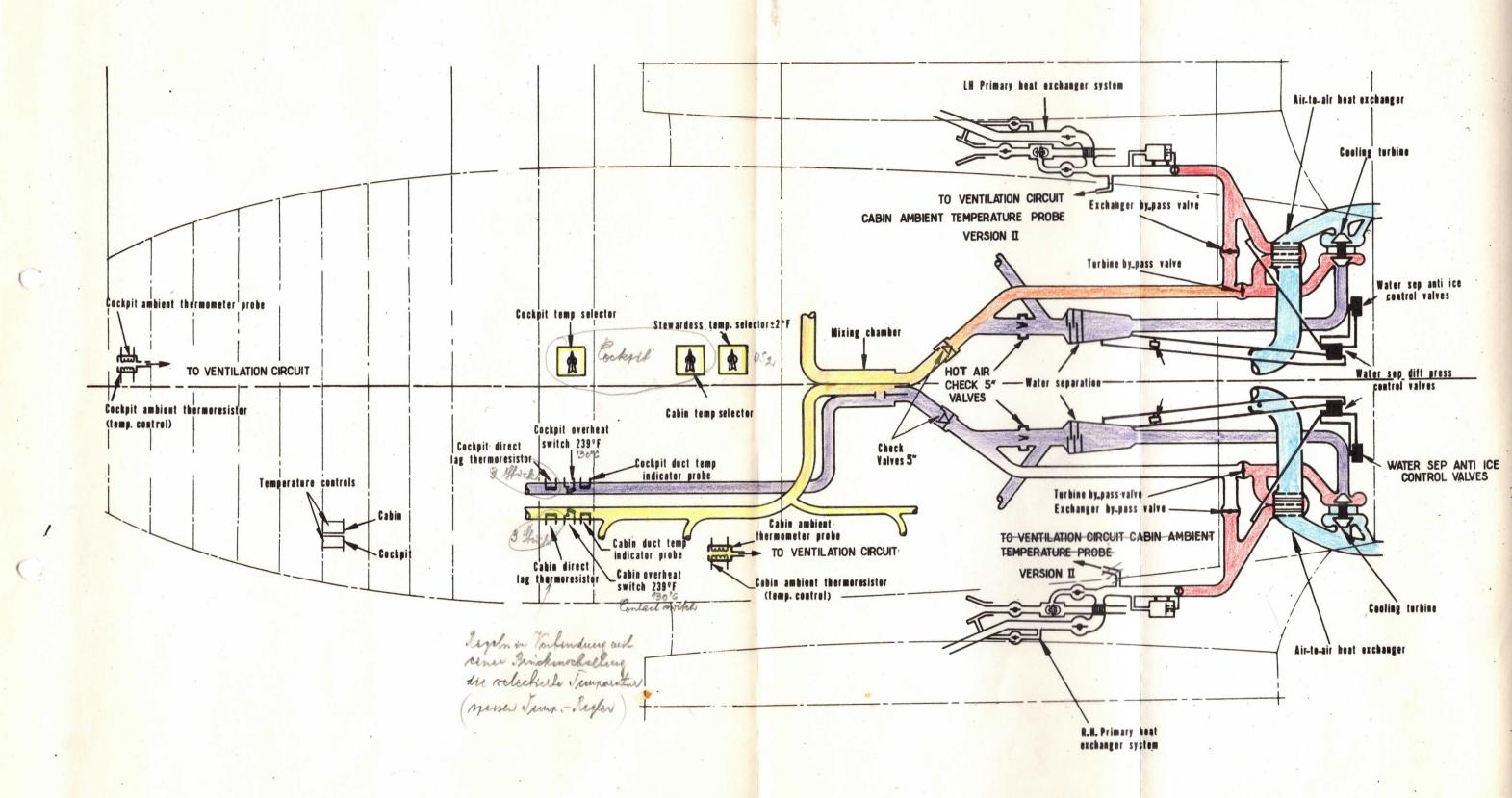
OVERHEAD WARNING AND INDICATING PANEL UP5



T 42 a 39 KABINENDRUCK - WARNUNG

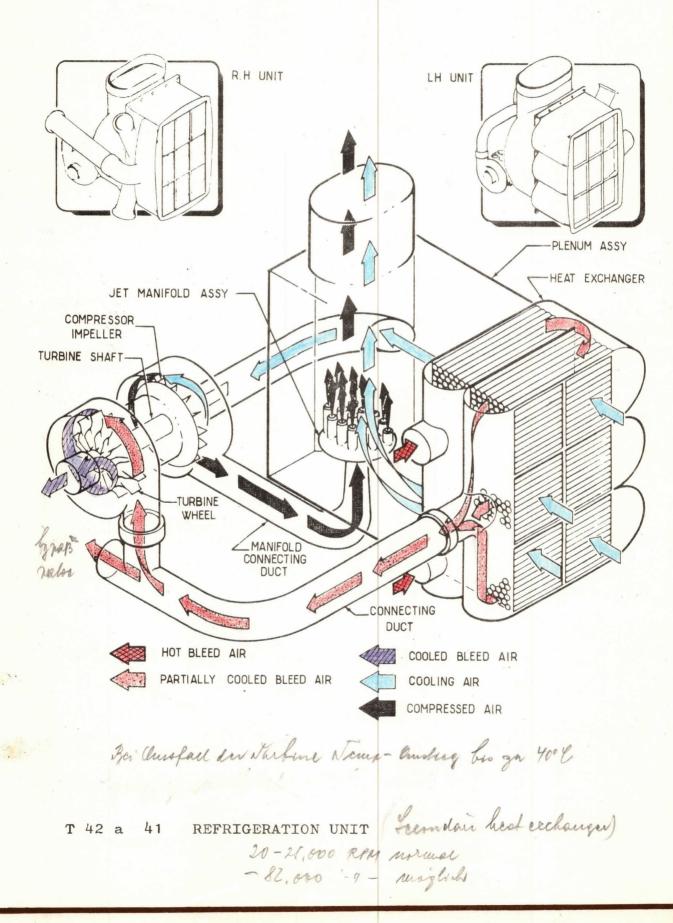




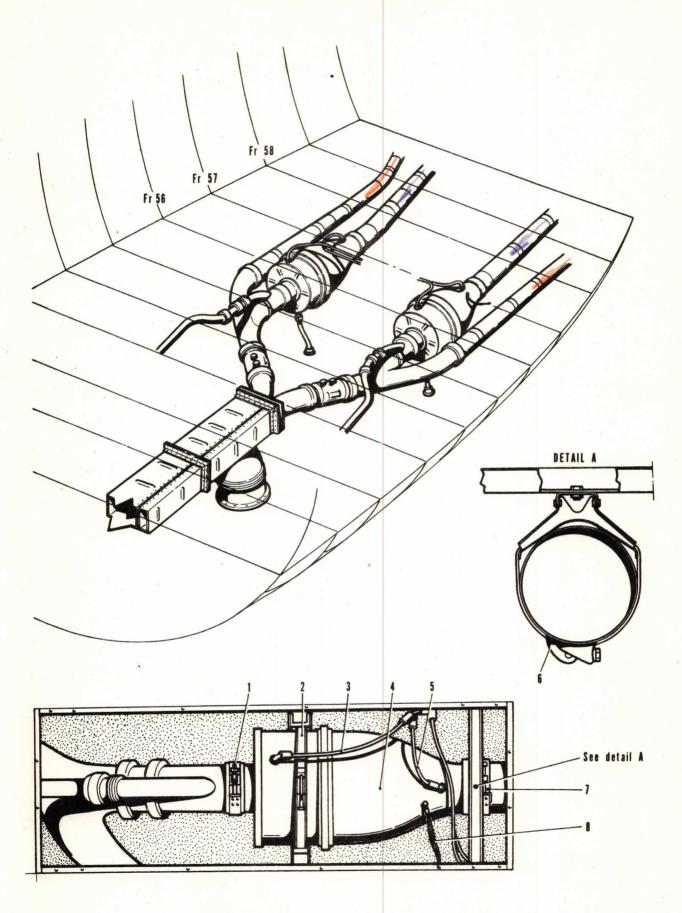


T 42 a 40 TEMPERATURREGELUNG, SCHEMATISCH



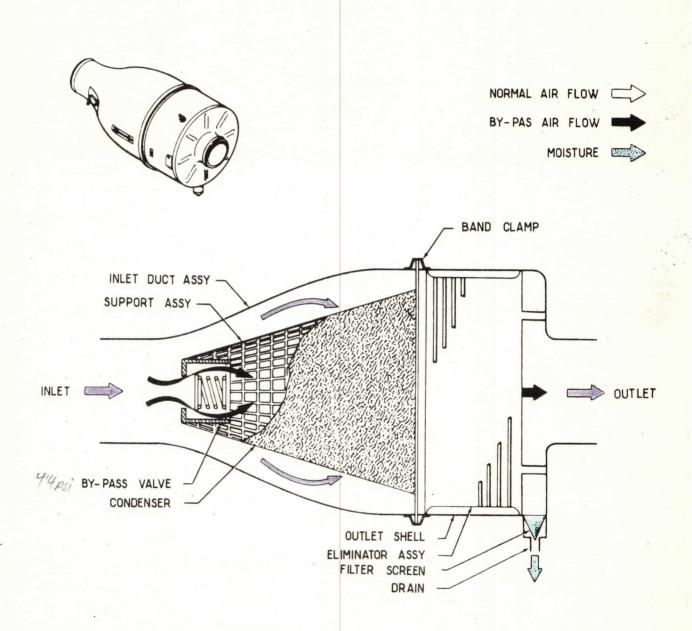




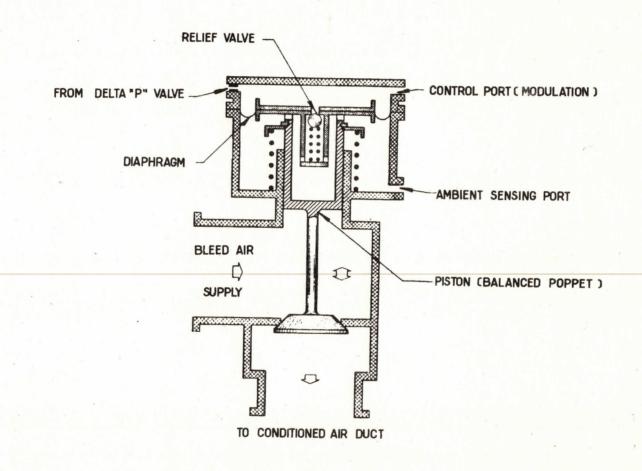


T 42 a 42 ANORDNUNG DES WATER SEPARATOR



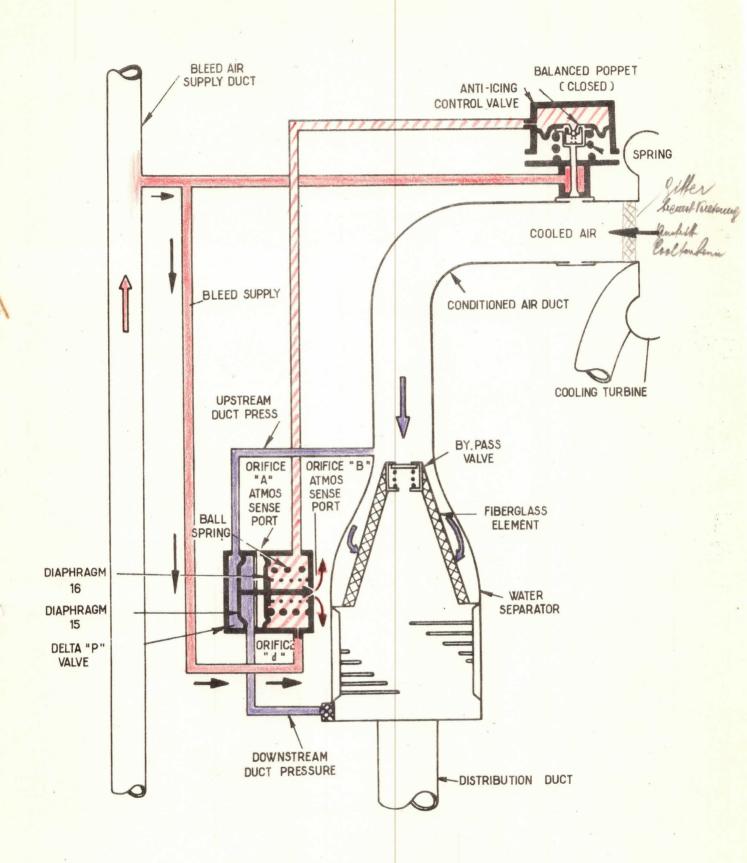


T 42 a 43 WATER SEPARATOR







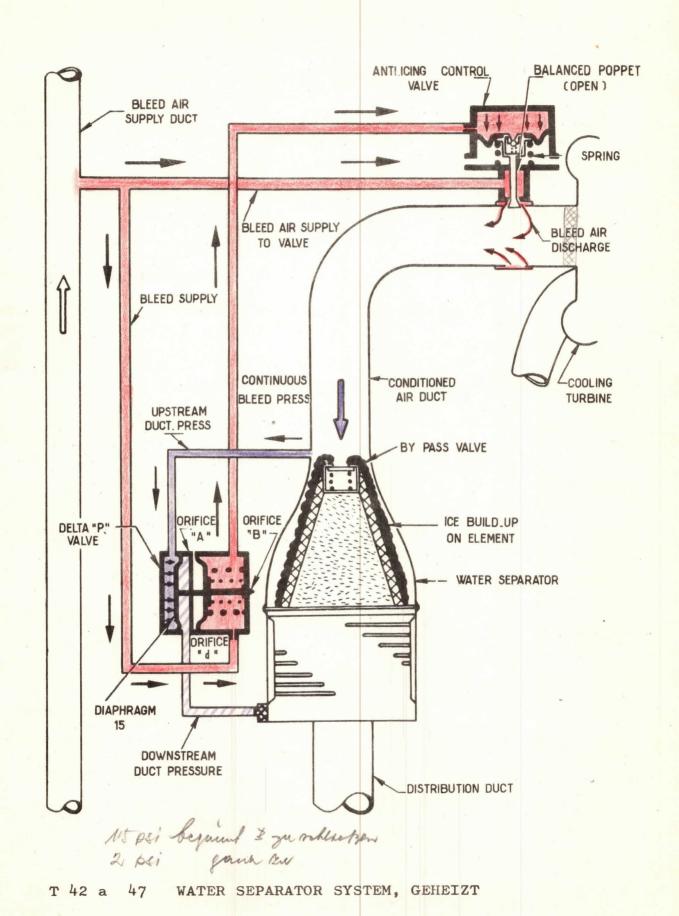


T 42 a 46 WATER SEPARATOR SYSTEM, UNGEHEIZT

ni resund Belest 1/2 per Diff. Druck

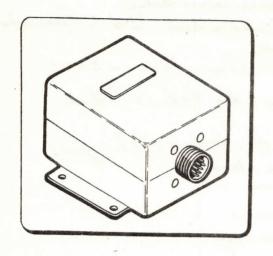


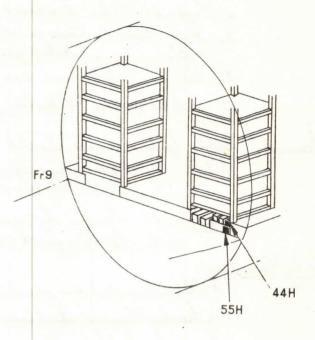
TECHNICAL SCHOOL NOTES

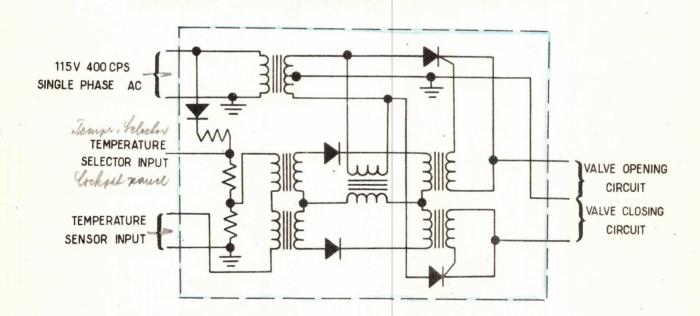


AUA 301

AUA





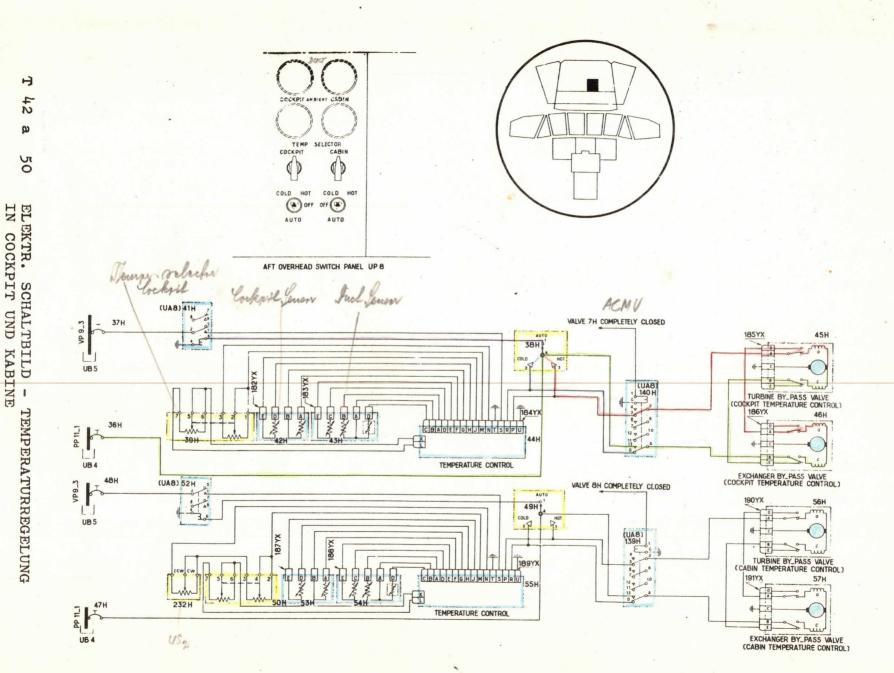


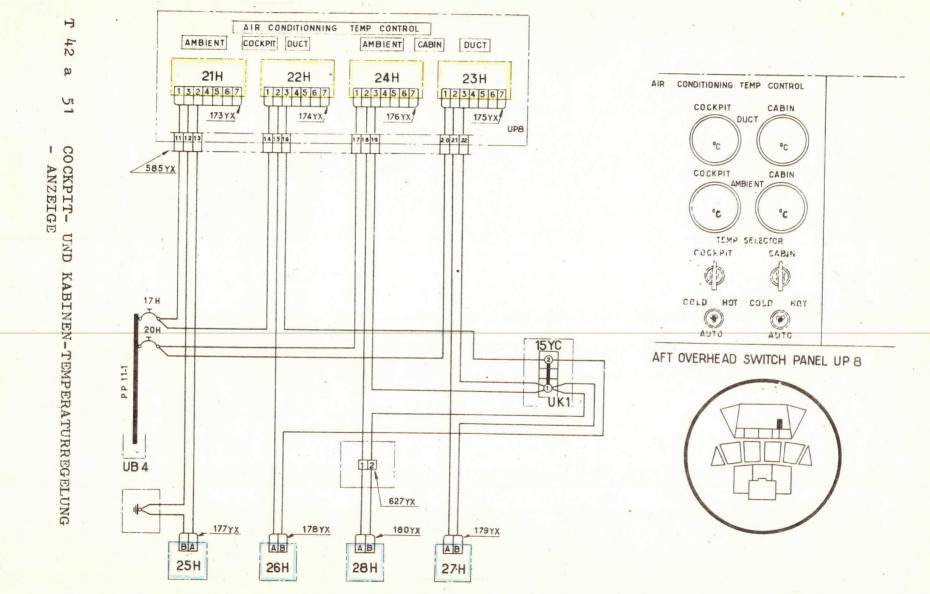
T 42 a 49 TEMPERATURE REGULATOR FÜR COCKPIT UND KABINE

Im fulle um Anchurchen des Christo Gysteen, meanure Bedjeung durch , cold " & Let " Porton. Outomoboute Resetung duch Control bee withto Out : 1. Vocksit & Value dimberet Asimparature probe 2. Inch thermilesisters in destribution duch ("Rluid: 2 Alermore budusch, 1 Sherwister mi Arfall gepackt) 3. Selector a Value Town: am US2 Rand, varierend ± 7.10°C 4. Petentioneter (Gelector) zie 1 for borbin a locksit aut- Ipstem somsgeschalft - for Yocksit a habri gleich Weld: 9. Bochanger by pass closed 2. Nurbii ly sass closed Manuals lot, 1. Turbin by pass open 2. Nechanger by pass spen Laffy Componer:
1 Thereworks Am describertion duck, where for 1300% Marker Warning, Luch breekeas, Glocke, ALMV close gi ? Duck a. sunbreak Ale Veryarahun Turdiahu Ji 7 Water separator Sigl new switch bei 8.9 pst Master Varing, Water separator, flocke, ACAIV close

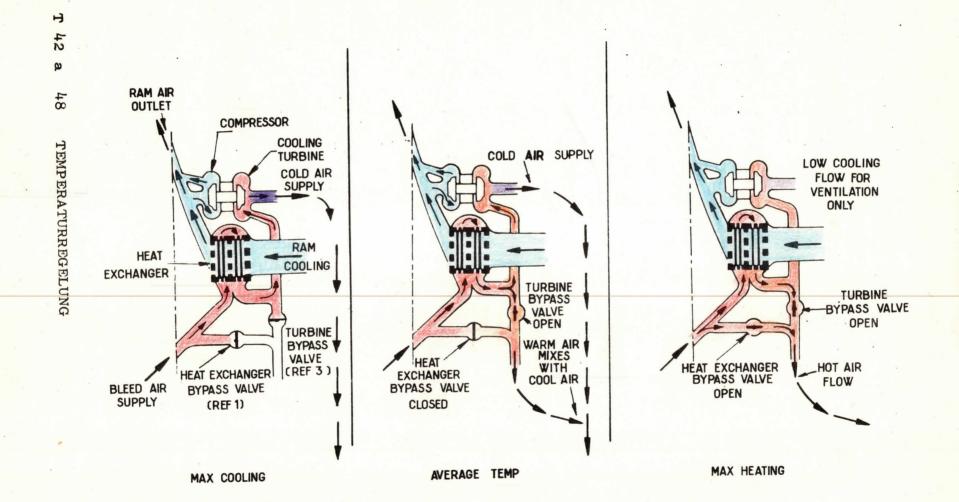
TEARING WITH THE RESIDENCE OF THE CONCERNATION

MILE SCHILLING



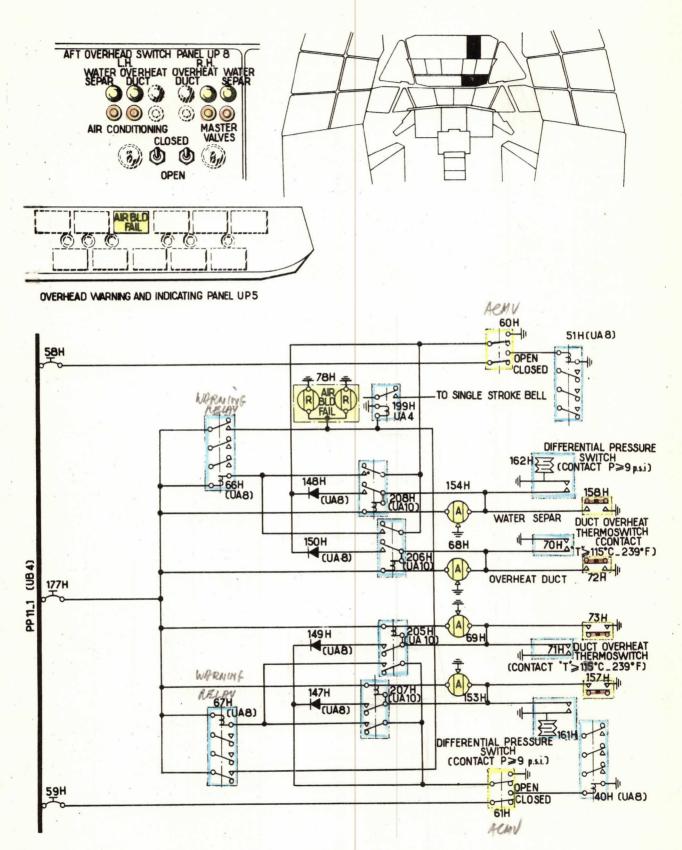




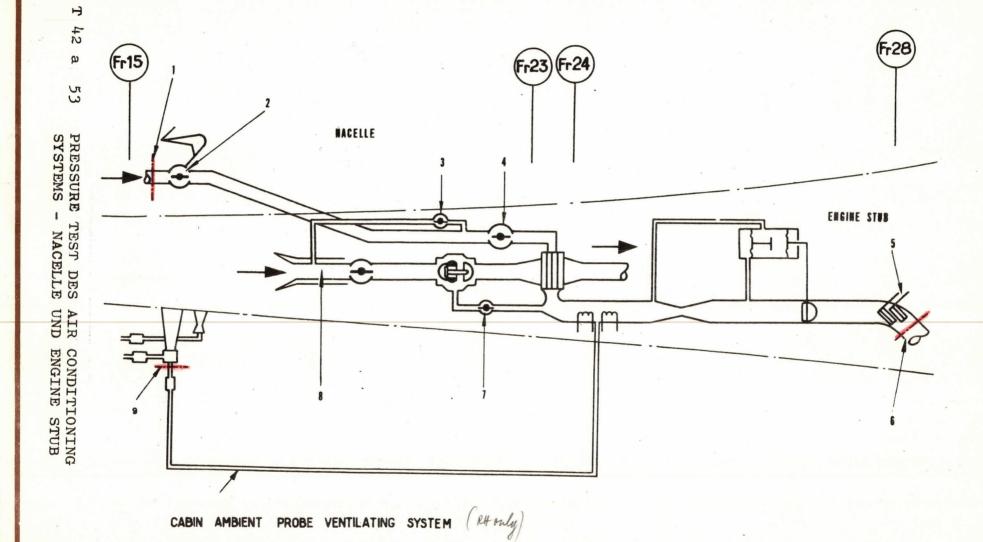






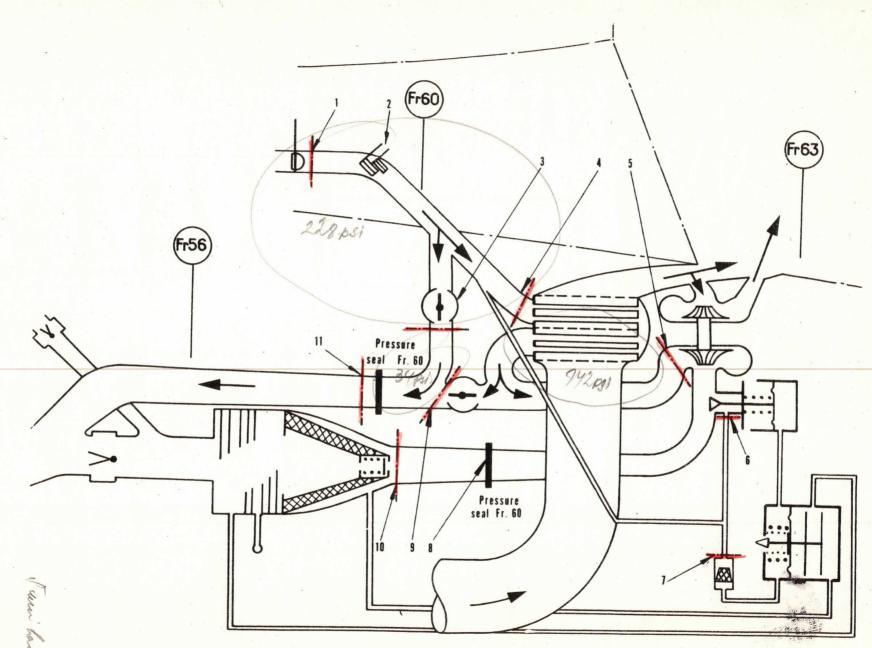


T 42 a 52 ELEKTR. SCHALTBILD - WATER SEPARATOR ICING UND DUCT OVERHEAT WARNING SYSTEM



Tisteriche fix 270 PSi ca 1 min _ Suci lang



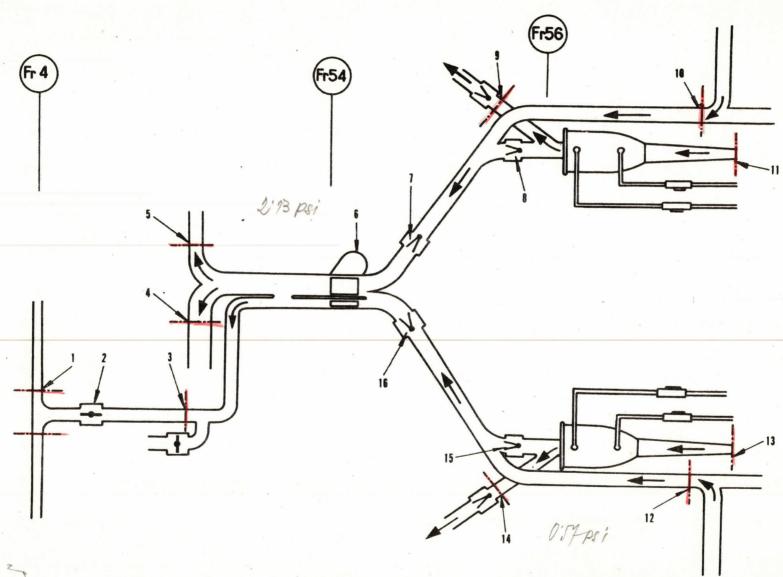


H 42 54 TEST DES - HINTER F

PRESSURE SYSTEMS -STUB FRAME 60 UND ENGINE

TECHNICAL SCHOOL NOTES





PRESSURE TEST DES AIR CONDITIONING SYSTEMS - MISCH- UND VERTEILERSYSTEME

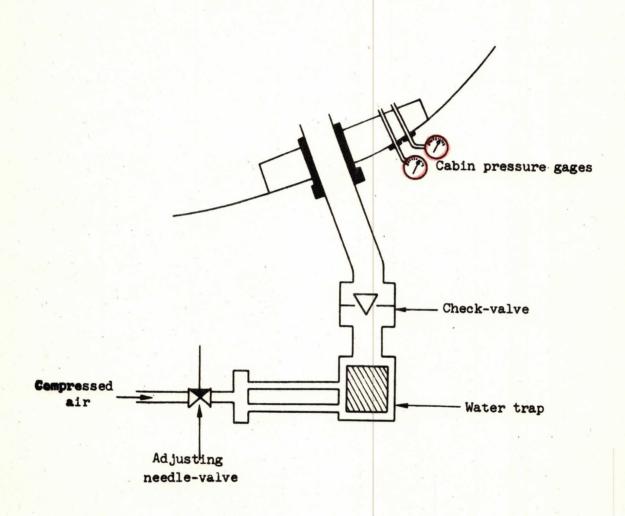
T 42

ρ

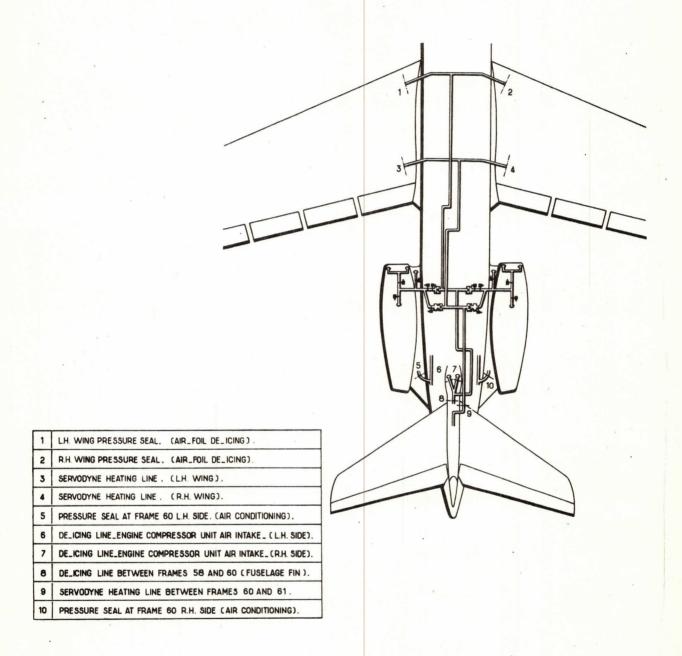
55







T 42.a 56 ANSCHLÜSSE FÜR PRESSURE TEST BEI FRAME 44



AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

ELECTRICAL POWER

(S.E. 210,ATA-Ref. 24)

T 42 d

Bearbeitet:

Pöttinger

Ausgabe:

2/1/63

ELECTRICAL POWER

(ATA-Ref. 24)

Abbildungsverzeichnis

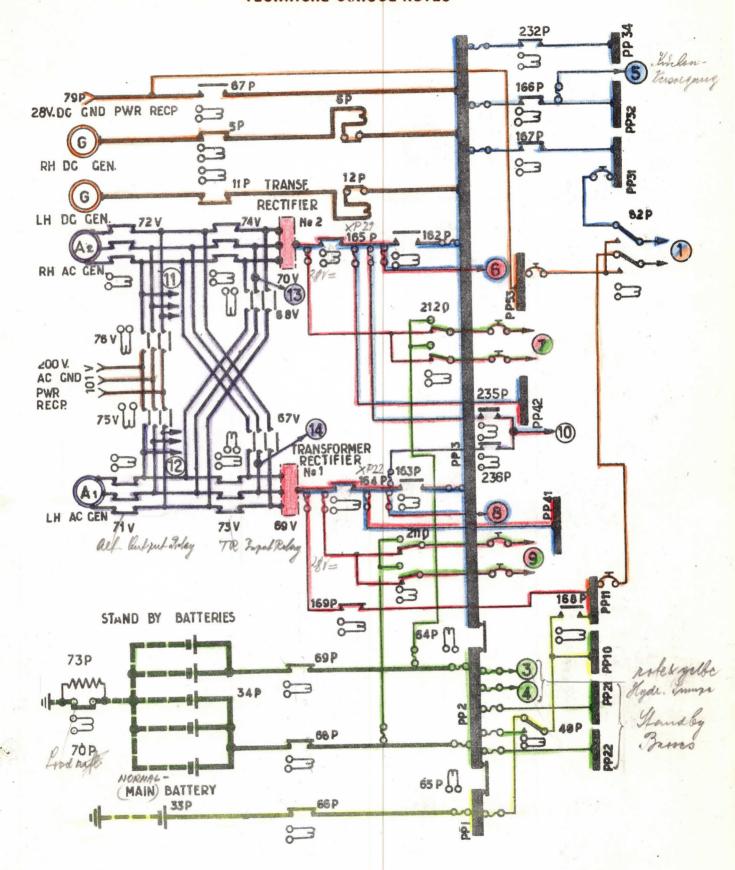
\mathbf{T}	42	d	1	Elektrische Energieversorgung, allgemein
T	42	d	2	Anordnung der stromabgebenden Elemente
T	42	d	3	A/C und D/C Control Panels
T	42	d	4	Terminal Strip
T	42	d	5	Bauteile der elektrischen Energieversorgung
T	42	d	6	Antrieb des Alternator
T	42	d	7	Lage der Inverter
T	42	d	8	Funktionsbild der Inverter
Τ	42	d	9	Schaltbild eines Normal-Inverter, schematisch
T	42	d	10	Elektr. Schaltbild - 400 Hz Wechselstromversorgung
T	42	d	11	Steuerung und Fehleranzeige der 400 Hz-Anlage
T	42	d	12	Anordnung der Alternators
T	42	d	13	Aus- und Einbau eines Alternator
T	42	d.	14	Blockschaltbild der Wechselstromversorgung
T	42	d	15	Allgemeines Schaltbild der elektrischen Energieversorgung (1)
T	42	d	16	Alternator Voltage Regulator
T	42	d	17	Alternator Protection Panel, schematisch
T	42	d	18	Steuerstromkreis eines Alternator
T	42	d	19	Allgemeines Schaltbild der elektrischen Energieversorgung (2)
T	42	d	20	Allgemeines Schaltbild der elektrischen Energiever- sorgung (3)
T	42	d	21	Aus- und Einbau eines Generators
T	42	d	22	Funktionsbild der Gleichstrom-Generatoren
T	42	d	23	Elektr. Schaltbild - Gleichstrom-Generatoren



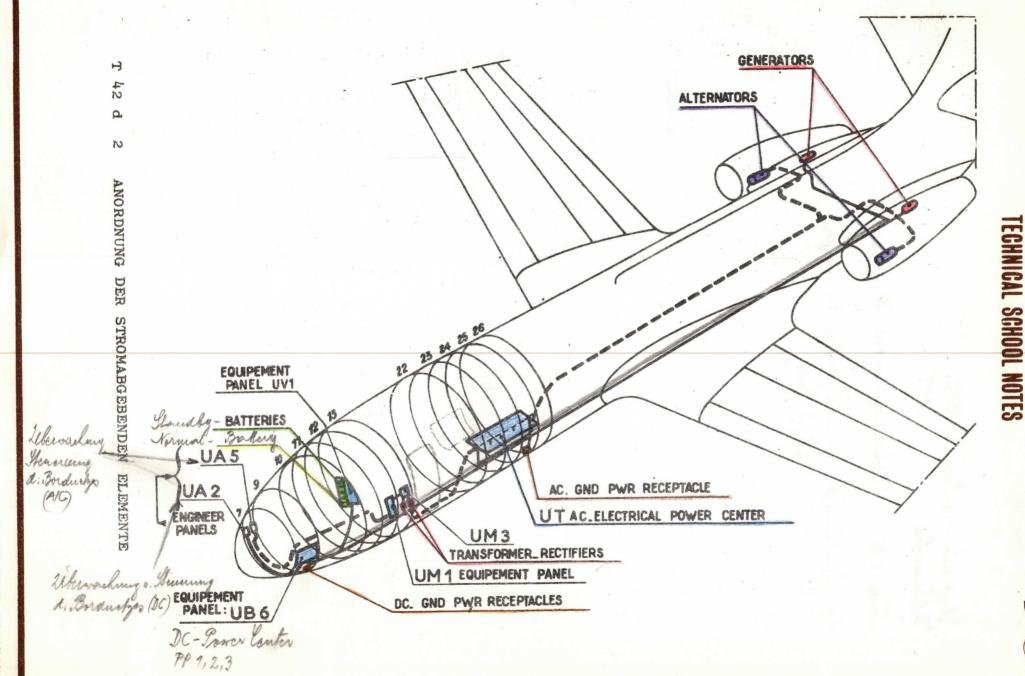
	r	42	d	24	Fault Detector-Stromkreis
ŗ	Γ	42	d	25	Lage der Batterien (Akkumulatoren)
ŗ	Γ	42	d	26	Mechanismus des Battery Switch
ŗ	r	42	d	27	Elektr. Schaltbild - Batterien
r	Γ	42	d	28	Steuerstromkreis der Transformer-Rectifiers
ŗ	Γ	42	d.	29	Außenbordanschluß für Wechselstrom
ŗ	T	42	d	30	Elektr. Schaltbild - Wechselstrom-Außenbord-versorgung
7	Γ	42	d	31	Außenbordanschluß für Gleichstrom
Ţ	Γ	42	ď	32	Elektr. Schaltbild - Gleichstrom-Außenbord- versorgung
ŗ	Γ	42	d	33	Gleichstrom-Lastverteilung (1)
-	Г	42	d	34	Gleichstrom-Lastverteilung (2)
-	Γ	42	d.	35	Verteiler-Schaltbild der Gleichstromenergie

D.C. Bus , 28 V PP Haugh 7 P 1,2,3 2 Bus The Relate schallen 79 1,2. 43 garanner Jehrenel - Courrency Behard months of street Zasmuner - Namual Belevil) activities and one Nach Hart nest Fandby - Ballerino - groter From for Bahrer 73 9 remerander f grown haflading and liberation of Melago wher frehankacter Load Rollef Busso PP 1. (10,19) Pessential Bruses (3/4 h Behindered Albernatur (Growing drekrahl abhanging) 115/200 De lockgit Windshield It- Forg TR Nurshenousniques TR Nurshing Reloy & nachfulgendo Reloy me in glescher Bostron XP21,22 Inverter 1 Inverser 2 Incefer 3 (Handby Inverter) (2) rechle, himlere fuel broker rumps 9 links TRy oursaigh PPm Instrument Inheral Light Transformation von 115V auf 5 V Ground Hover have wicht de Balerler laden. PP 53 mi Bodentelich fin Gervicadienst @ fromed servicing Bas Bee Teberonamy d. G.P falls Ralay 67 Pab, chemos on Relay DUUDMACK ALZ PAUN





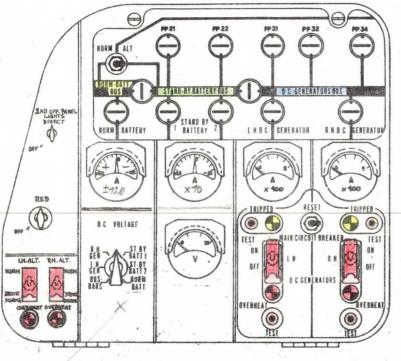
T 42 d 1 ELEKTRISCHE ENERGIEVERSORGUNG, ALLGEMEIN

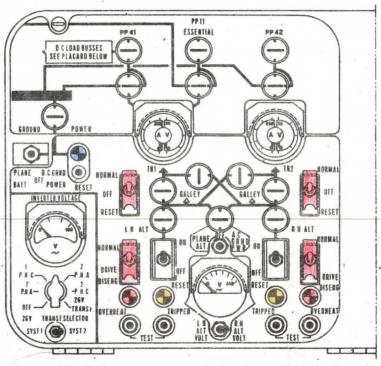




2 2 Baffersen TECHNICAL SCHOOL NOTES Jewrafor overheat: 180°C alformator 200°C Trin UAS alformelor source TR 10 furbionelle versch arbye Varungen Rlech fast CONTROL PANELS

Batries art Gamagediffs son y Aug. Gelader





D.C. ELECTRICAL CONTROL PANE

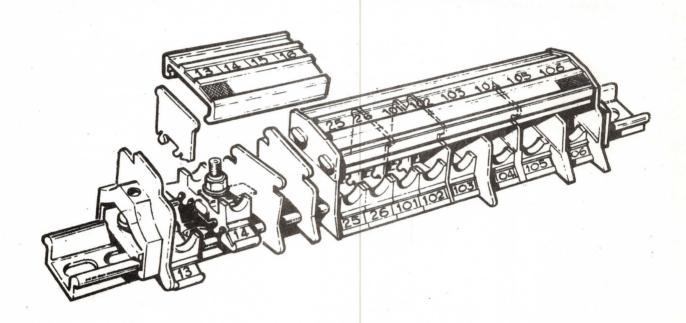
AC ELECTRICAL CONTROL PANEL

Par Bar PP-3.
Jun. Ganning r. Bas Bar (Glanzerlen quer)
Bull. Gandly -1 -



4 arten; 1. Lu - Frigh - Fool. + Schulghilor, -5006 - + 12006 f gernige Aaips Generation Harter row. 2. al shere Heef-bong Cas 2500 8 3. Lu Toflon-Irol. + gen. flasholle Trechochanke Efer 25008 Titeloch 4. En asked-Jeflecht + spex. Lack Charles 20, 20-7, 2 RV 62/T3 Lyston Grombress Traffunner 3. Trakbliket der Gerlung Plase schooz - Glerchstrom rot - Wechselstrom

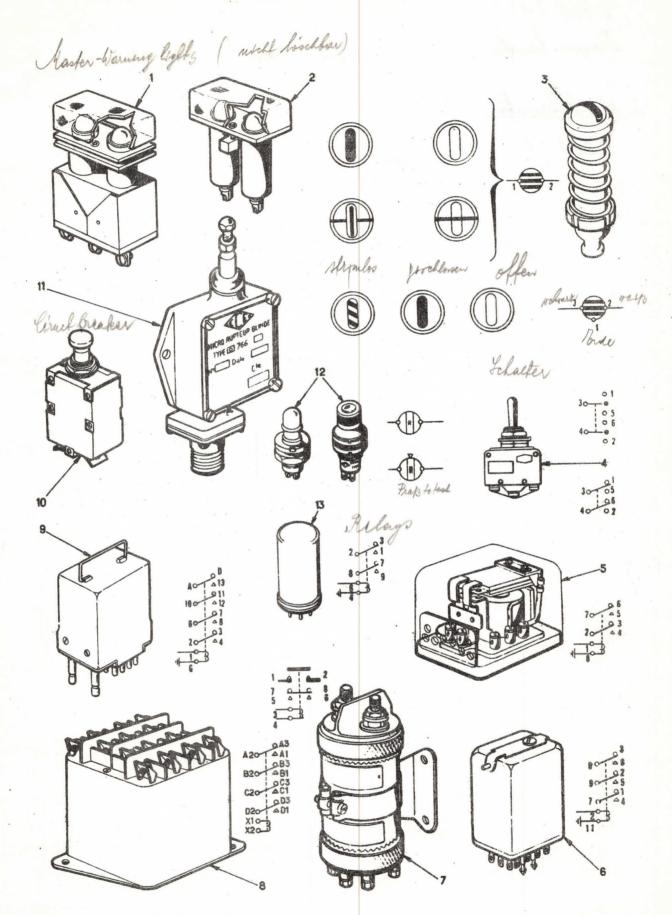
NUR ZUR SCHULLING



T 42 d 4 TERMINAL STRIP

Hocking diodes Jehney Stode - Referbise disdes (Junken biroken) kapule behaldsvode nicht immer fertstellbar daher heapelse Block stivde od. hagendes behangerehen ungtub

,.UA



T 42 d 5 BAUTEILE DER ELEKTRISCHEN ENERGIEVERSORGUNG

1. DC Jenerater: acc. Jean best (hinten)

0.949 i g

Tongue Lhuster 2 AC alemator 7:309:1

BUR EUR BOHULING

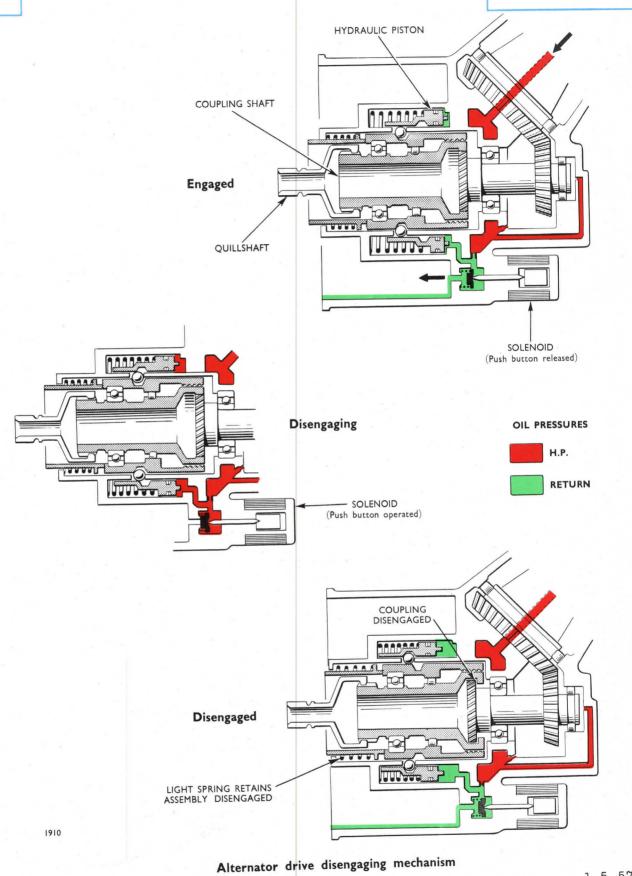
HOE AUG

COURSE NOTE

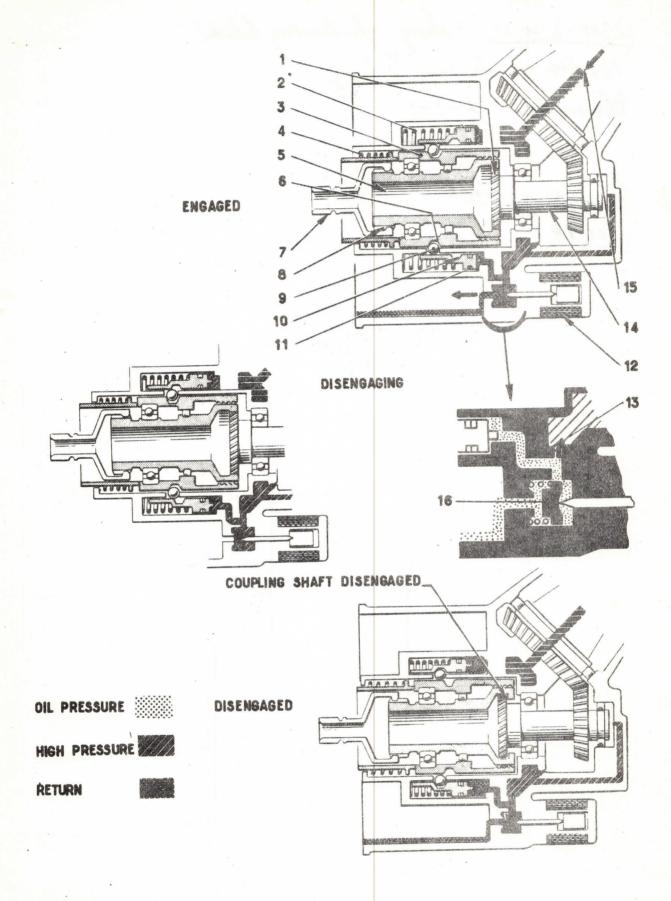
No. TAv.200

Printed in Great Britain

1.5.57







T 42 d 6 ANTRIEB DES ALTERNATOR

1. November (Glandby-Inverter) 3 Globb auxilier

28 V = 115 V 400 Ft (12,000 RPM)

(2200-2700) VA 3 phasing glothmapping belashl

150 Aux = fer area Letsfung

Phasenfolge: A-C-3

Lucysneg Inverter

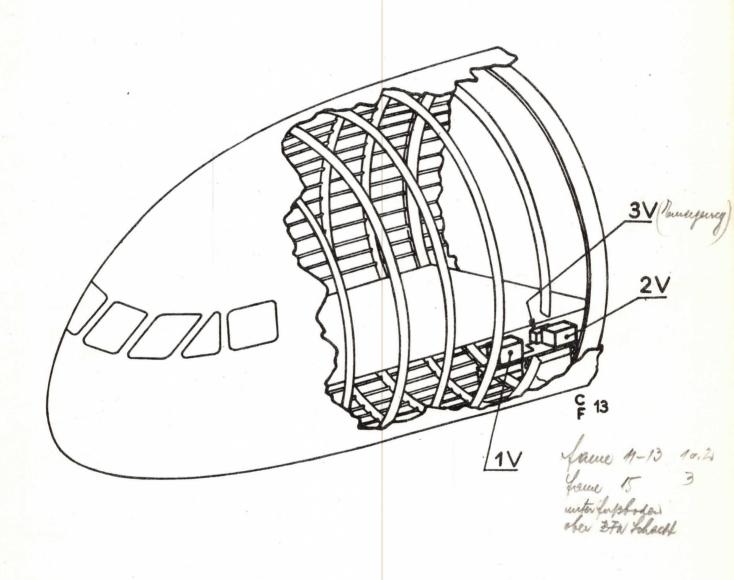
2. Semengeneg Inverter

15 Julies

400 VA

NON SUB SCHOLONG





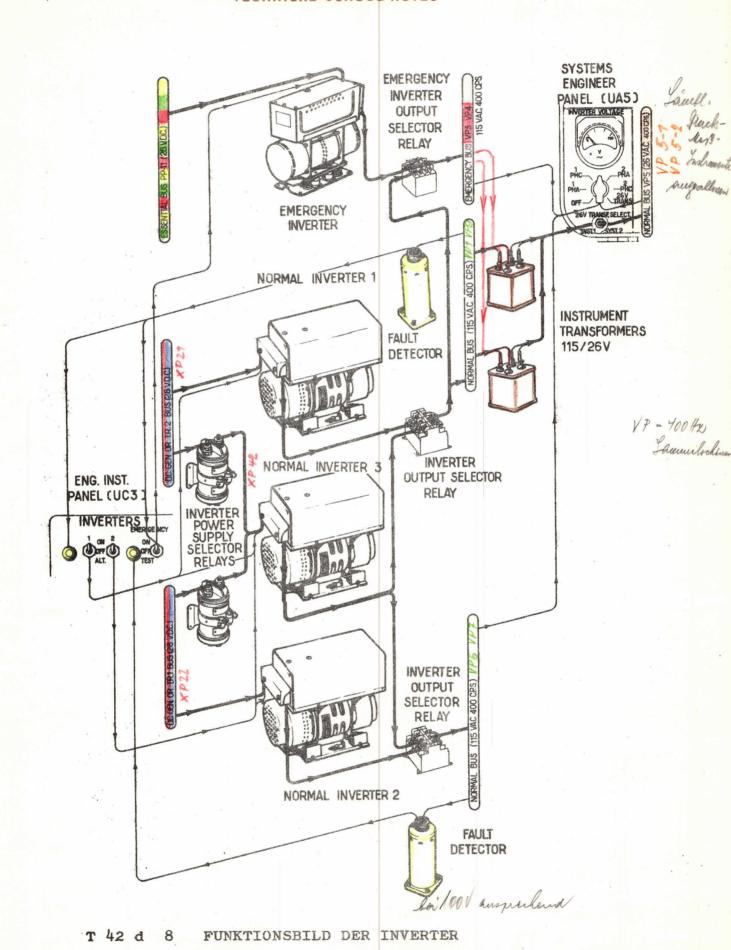
T 42 d 7 LAGE DER INVERTER (158 400 Hz) frame 41-13

Instrument -26 1 Transformer - jeverlle 1 der Belesch Fortel and all (genoliger Schaefer) 3. Franker langt and mr. 1 Merrang vous borde and all Unergancy Inverter ni Helling Took bareft an of I Inocher mi Beleich oder wicht,

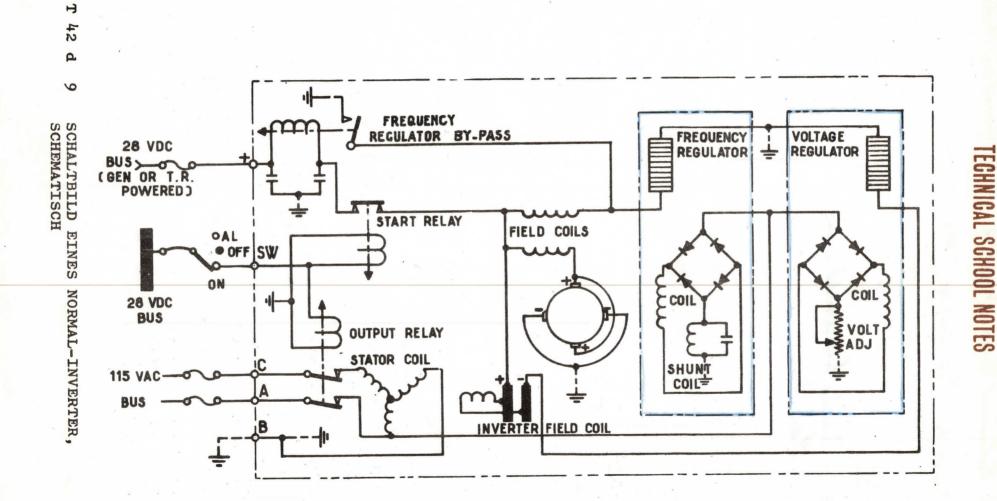
AUSTRIAN AIRLINES

AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



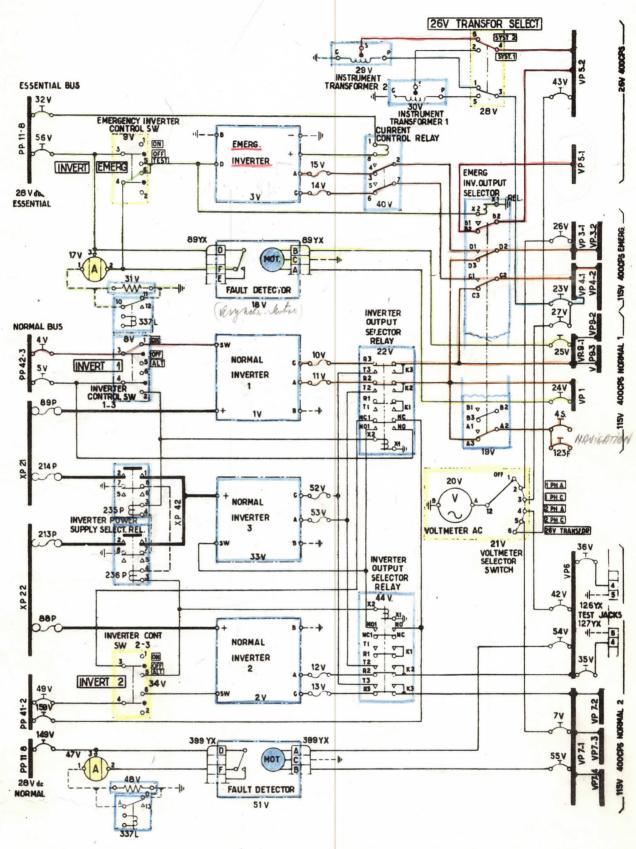
AUA 301



Should tradector
15 vr Duhmoment half Konfakle in urbestposition (rockensule) MP6&VP7 Lenke Hansole U6, Jestanochliste Inocher Mr 1 PP 42-3 - Inscher Contral with - on XP29 - Place 4-C

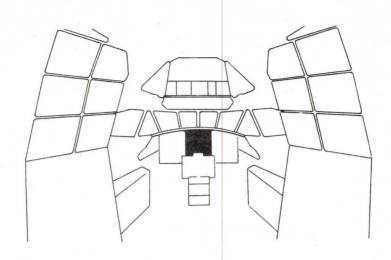
T & 2 d 9 SOMALTBILD RINES HORMAL-INVERTER

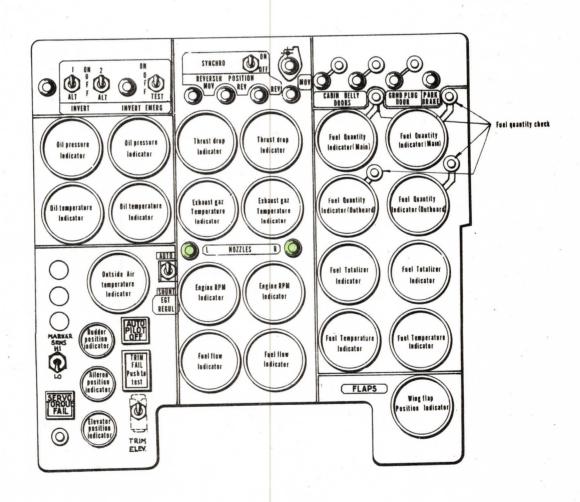




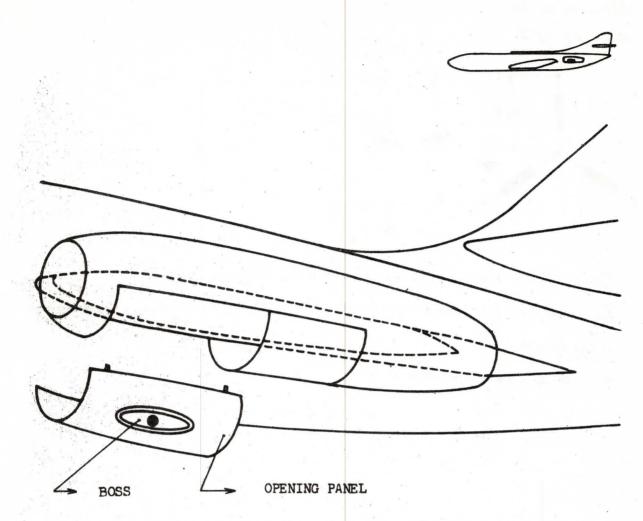
T 42 d 10 ELEKTR. SCHALTBILD - 400 HZ WECHSELSTROMVERSORGUNG

(constant fraguency)

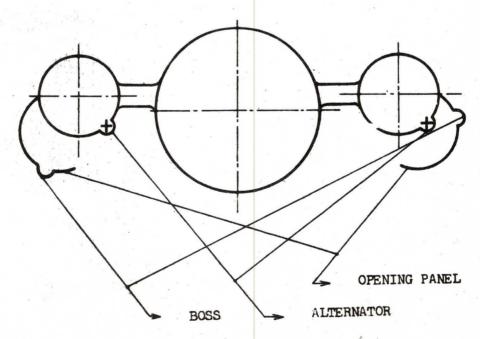




T 42 d 11 STEUERUNG UND FEHLERANZEIGE DER 400 HZ - ANLAGE



VIEW FACING THE AIRCRAFT



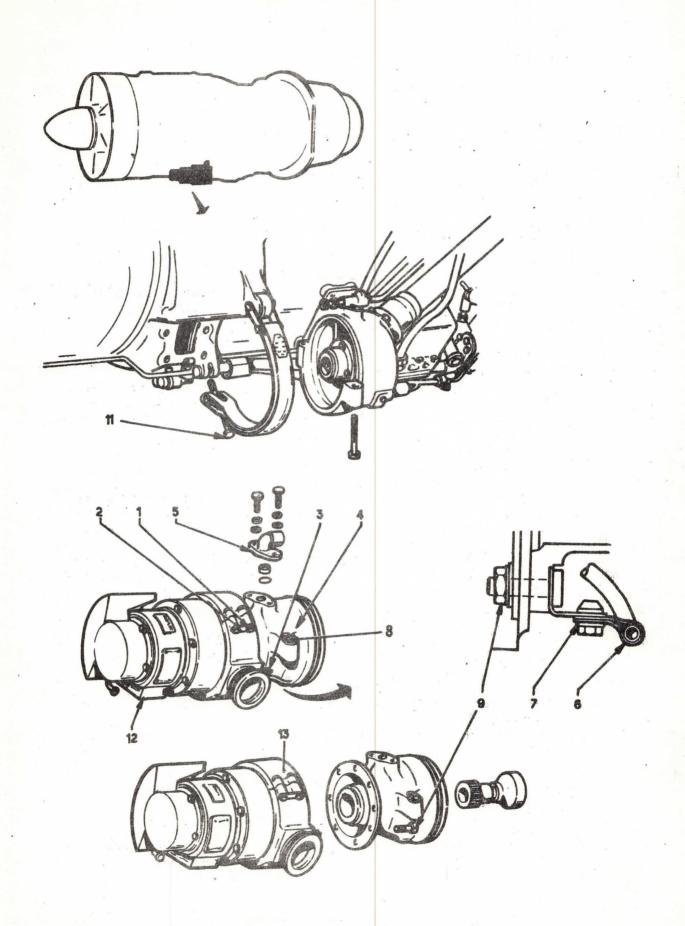
ANORDNUNG DER ALTERNATORS rorfalle frequency)

awike: 3800- 10700 RPM ESTON JOONSE JASIMKSET 380-1040 Hg 12-18 KVA Bem' Shart framderryung 281 = Bridnely Im Befrief selbsterregend - gleichgereitel - Gaming. regeling. 15-9 A Perregershow

T & 2 d 12 ANDKERUNG DER KLTERNATORS

AUSTRIAN AIRLINES

LUA

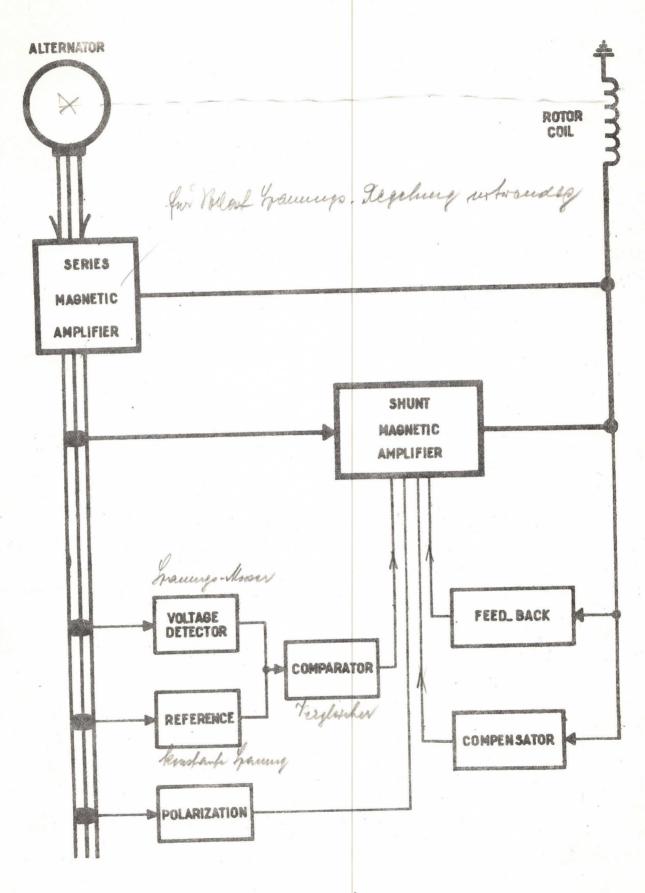


T 42 d 13 AUS- UND EINBAU EINES ALTERNATOR

AUSTRIAN AIRLINES

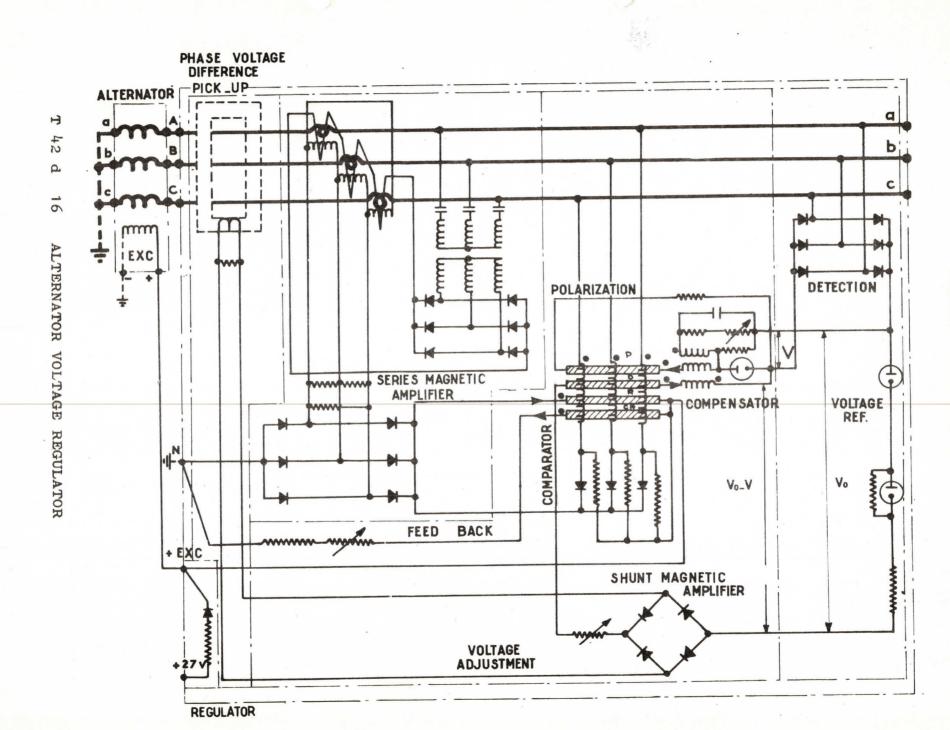
LUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 d 14 1

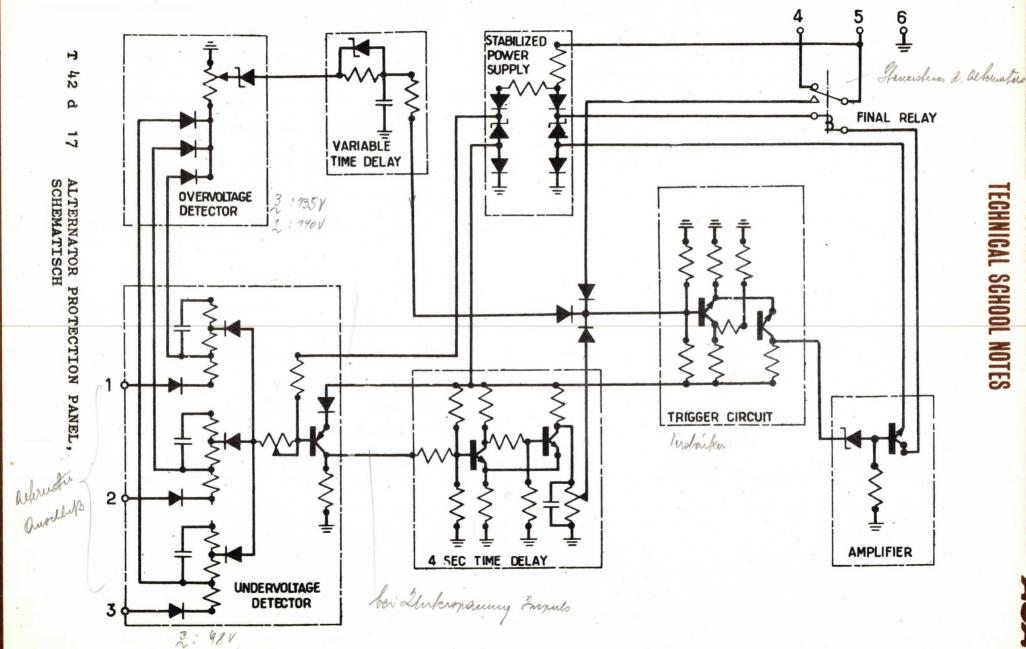
BLOCKSCHALTBILD DER WECHSELSTROMVERSORGUNG

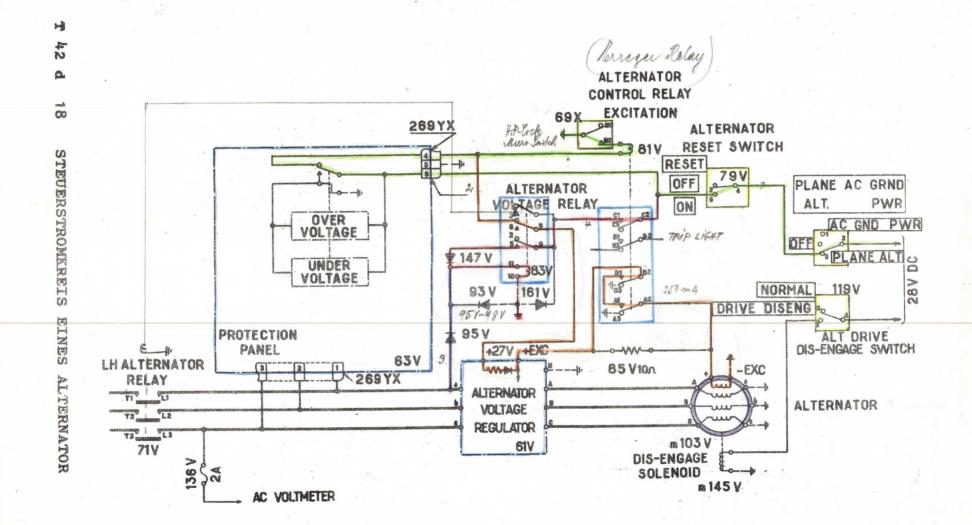


abschallung!

3 : 98 V

2 : 93 V TECHNICAL SCHOOL NOTES





uf 95 Valunation

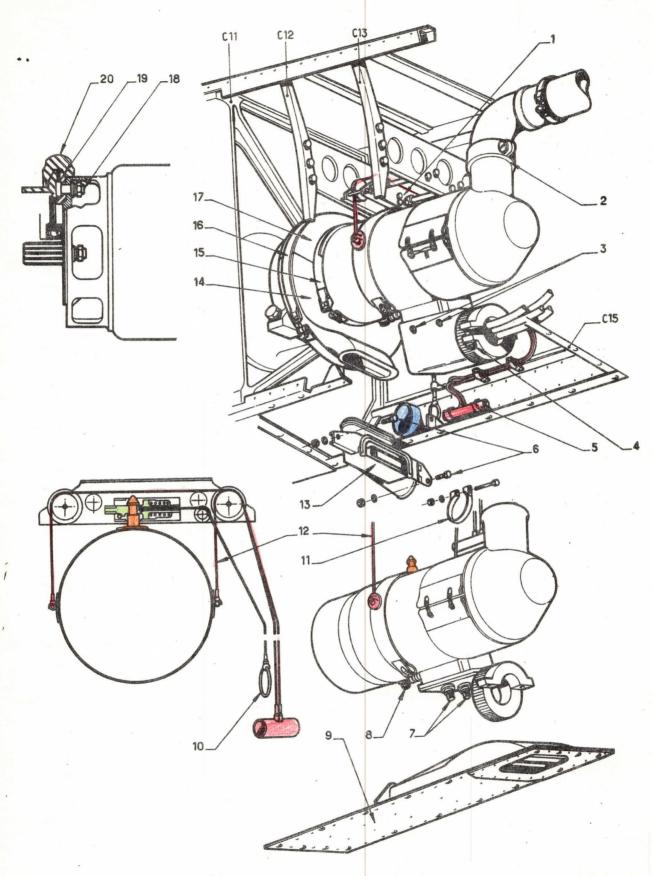


IC-Jenerator Youround flerchstern generation Boudse - USA 28 V~ C-Grammysregler Lastonsofish Anckelion -Kniggellats -Dechest Harning grunater Drihjallbreich Janes N (Kal) 1 (Aur) 300 1,3 3450-8500 1.3 375 4000 -7000 30 mbs 400

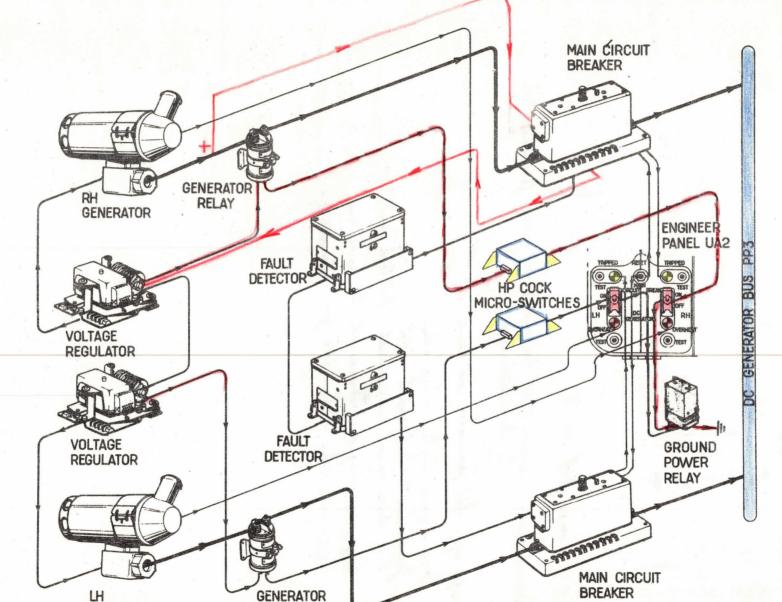
NUR ZUR SCHULLING

AUSTRIAN AIRLINES

LUA



T 42 d 21 AUS- UND EINBAU EINES GENERATORS



GENERATOR RELAY

42 Q. 22

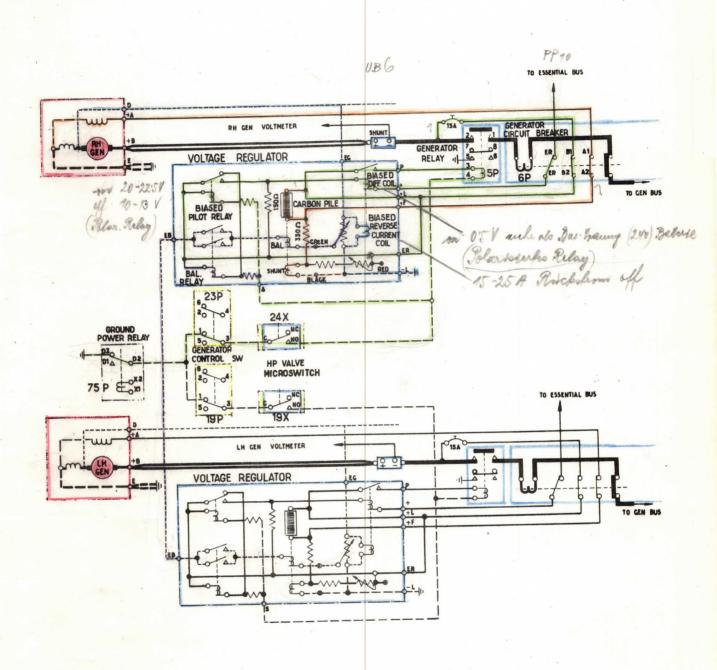
FUNKTIONSBILD GENERATOREN DER GLEICHSTROM-

LH GENERATOR

NC R ZUR SCHULUNG

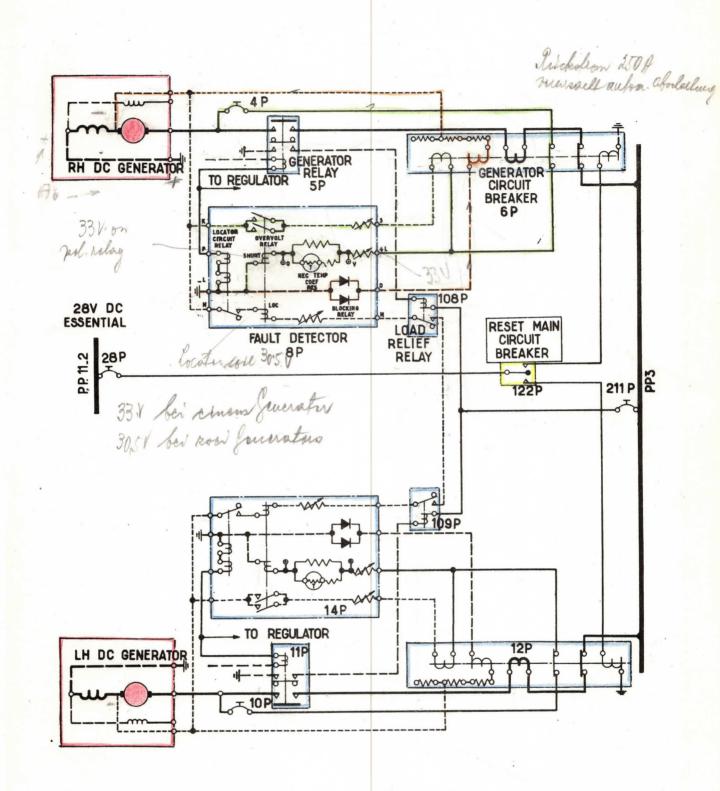
SOA 1 100 A 10 A ab 320 A max. Iff. 40 A Megnalighig - prunglight Anforhæter de gweiter Jennahus Bedingungen for Jenerales on line: 1. Fround room Relay algefaller Jenerater lantest with on' (4.9. lock open) Lesgenerregang our Permanel Magastionus Ironney when larbon take you rebenochlups a





T 42 d 23 ELEKTRISCHES SCHALTBILD -GLEICHSTROM-GENERATOREN





T 42 d 24 FAULT DETECTOR - STROMKREIS

1 42 2

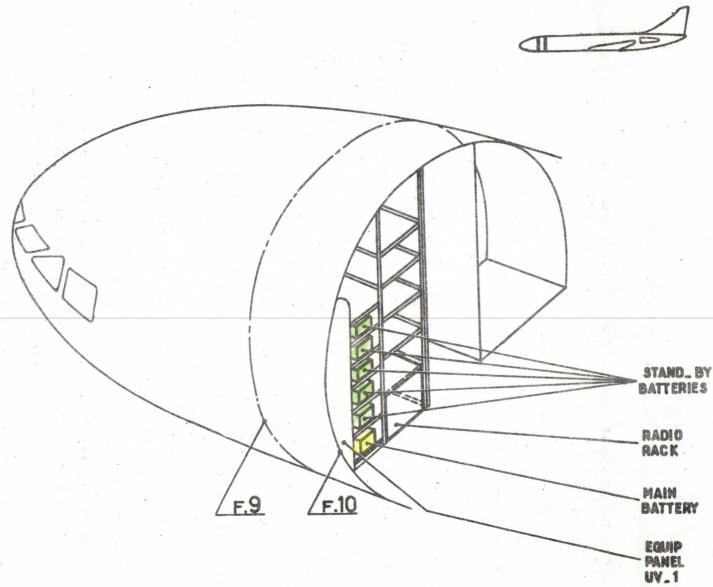
25

LAGE DER BATTERIEN (AKKUMULATOREN)

AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES







NUR ZUR SCHULUNG

SAFT VOLTABLOC

Ni-Ca, verdinnte Kolilauge (KOH), 12 V, 20 zellen fan 24 V

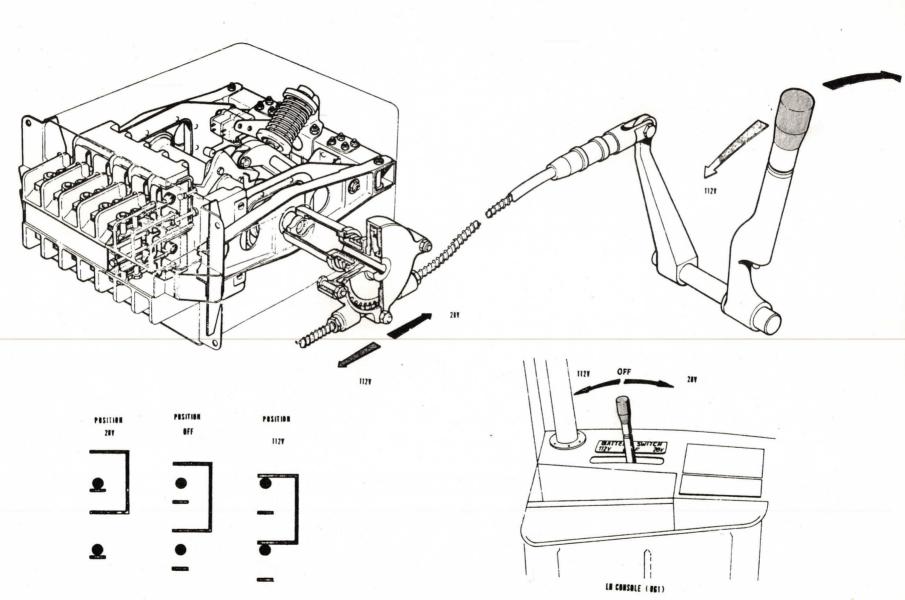
Karagskit: 16 Aug hi Nohmdign bulladung)

Ladung: 96 Aug 15 his

Gren. sellef rabe i til keglow

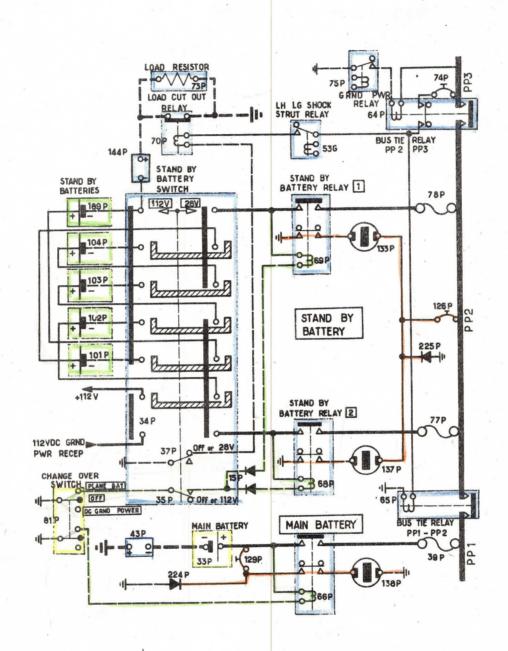
Johnefelsain gride Lammler gerstolen

2 klein Not Bakersen O'S V fin Nobensnegang noch Burtlanding



H 42 Q 26 MECHANISMUS DES BATTERY SWITCH



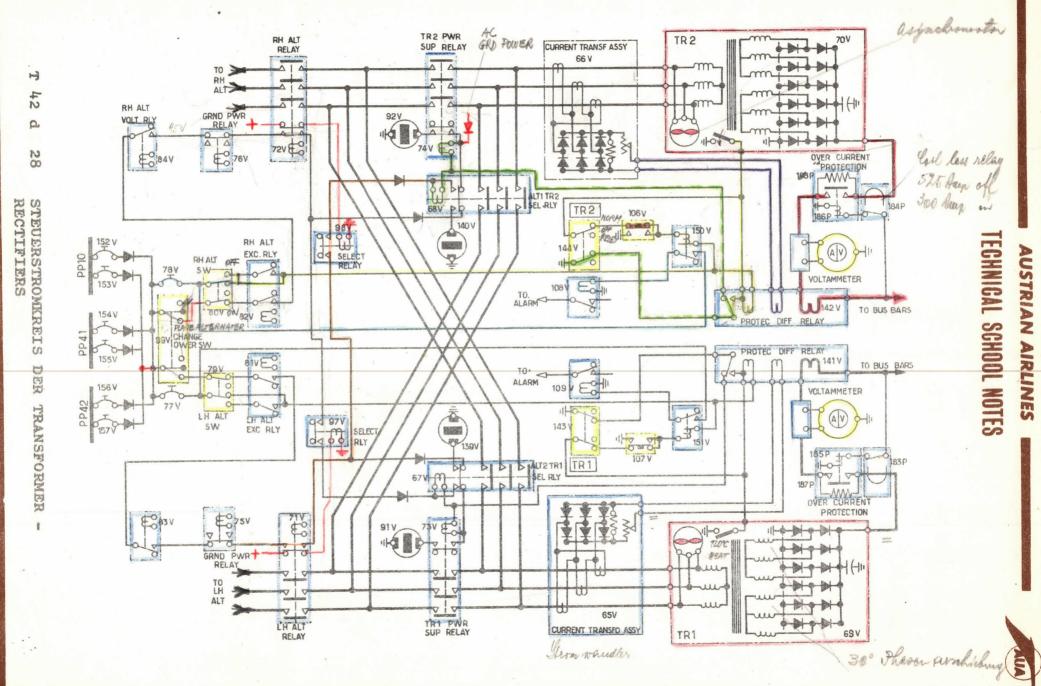


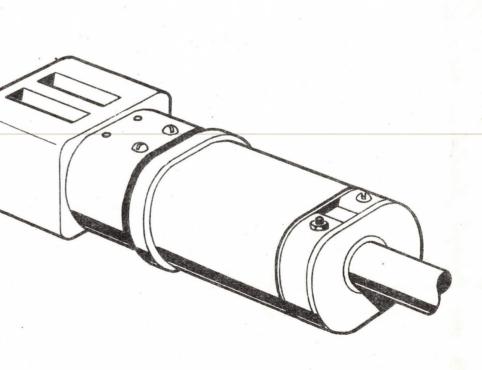
T 42 d 27 ELEKTR. SCHALTBILD - BATTERIEN

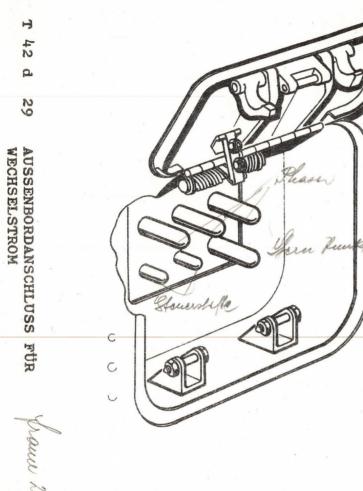
Transformer Rechtier (auestec) 87 % Werkungsgrad 3 115/200 V 380 - 1000 \$ - failwaring Lubalance & Libertypung

SNOOTHOS BOX TON









C

C

C

C

C

AUA 301

1761 un allow 3 Thosan u. du'rteklige Thorowverochtekry wicht verlag mi Thosen Loquener Relog and, will in dissent Falle der Urrengte flerelshams 776 V bolingt.

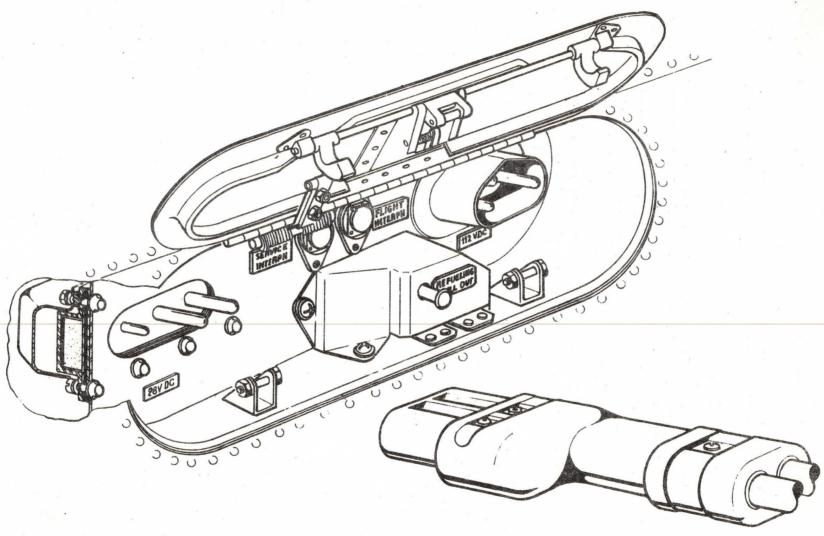
BULL BUR BOHULUNG

R.H.ALT. RELAY 13 42 TR-2 Q SELECTOR RELAY 78V 30 98 V 76 V 15eV EXT PWR RELAY 99V3 1524 80V ELEKTR. SCHALTBILD AUSSENBORDVERSORUNG PP 10 101 V VOLTAGE RELAY 0 EXCIT RELAY ALT RH 0 SW 156 V EXT PWR EXT PWR 102 V RECEP .ALT CHANGE_OVER SWITCH WECHSELSTROM -155 V 63 PHASE*SEQUENSE EXT PWR RELAY 75 V 81V 79V L.H ALT CONTR SW EXCIT VOLTAGE RELAY 1587 ALT_2 TR_ 1 SELECTOR RELAY m103 \

LH. ALT RELAY

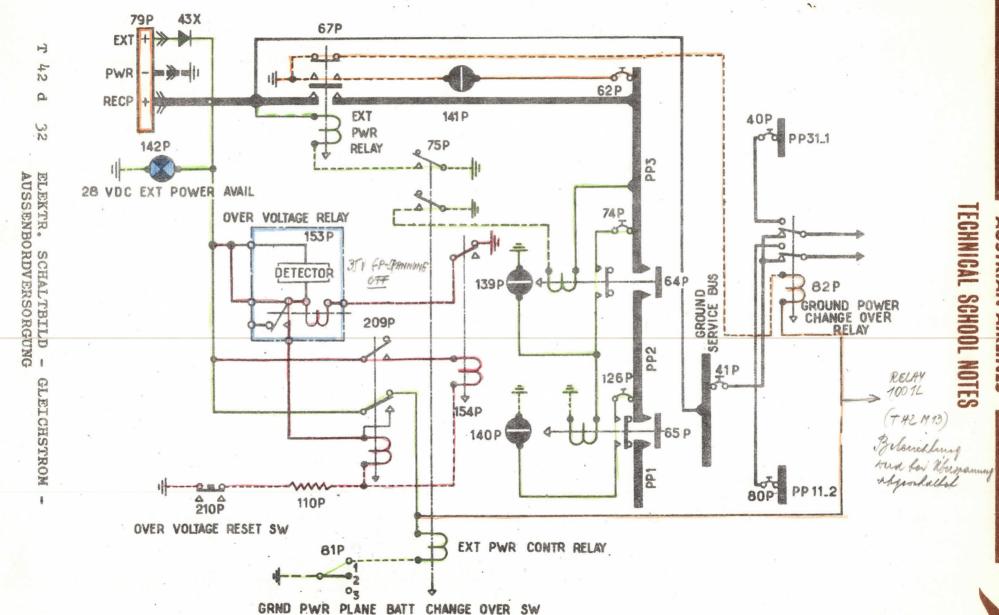
NUR ZUR AUSBILDUNG





H 42 Q. S

AUSSENBORDANSCHLUSS FÜR GLEICHSTROM





KEY TO FIGURE 1

- A. Aircraft on the ground; engines not running. Ground power not available. G.P.U./BAT selector switches in the "OFF" position.
- B. Aircraft on the ground. Engines not running. 28 volt ground power available. G.P.U./BAT selector switches in the "OFF" position.
- C. Aircraft on the ground. Engines not running. Systems supplied by means of the 28 volt ground power receptacle.
- D. Aircraft on ground. Engines not running. Systems supplied by means of the two ground power receptacles. Both transformer-rectifiers operating.
- E. Aircraft on ground. Engines not running. Systems supplied by main battery and stand-by batteries.
- F. Aircraft on the ground; engines running.

 Both generators and both transformer-rectifiers operating.
- G. Aircraft in flight.
 Both generators and transformer-rectifiers operating.
- H. Aircraft in flight.Both generators and transformer-rectifier 1 operating.
- I. Aircraft in flight. Both generators and transformer-rectifier 2 operating.
- J. Aircraft in flight.
 One generator and both transformer-rectifiers operating.
- K. Aircraft in flight.
 One generator and transformer-rectifier 1 operating.
- L. Aircraft in flight.
 One generator and transformer-rectifier 2 operating.
- M. Aircraft in flight.
 One generator operating.
- N. Aircraft on the ground. Engines not running, circuit ready for self starting. No external power unit.
- * The distribution is identical if only one alternator is operating.

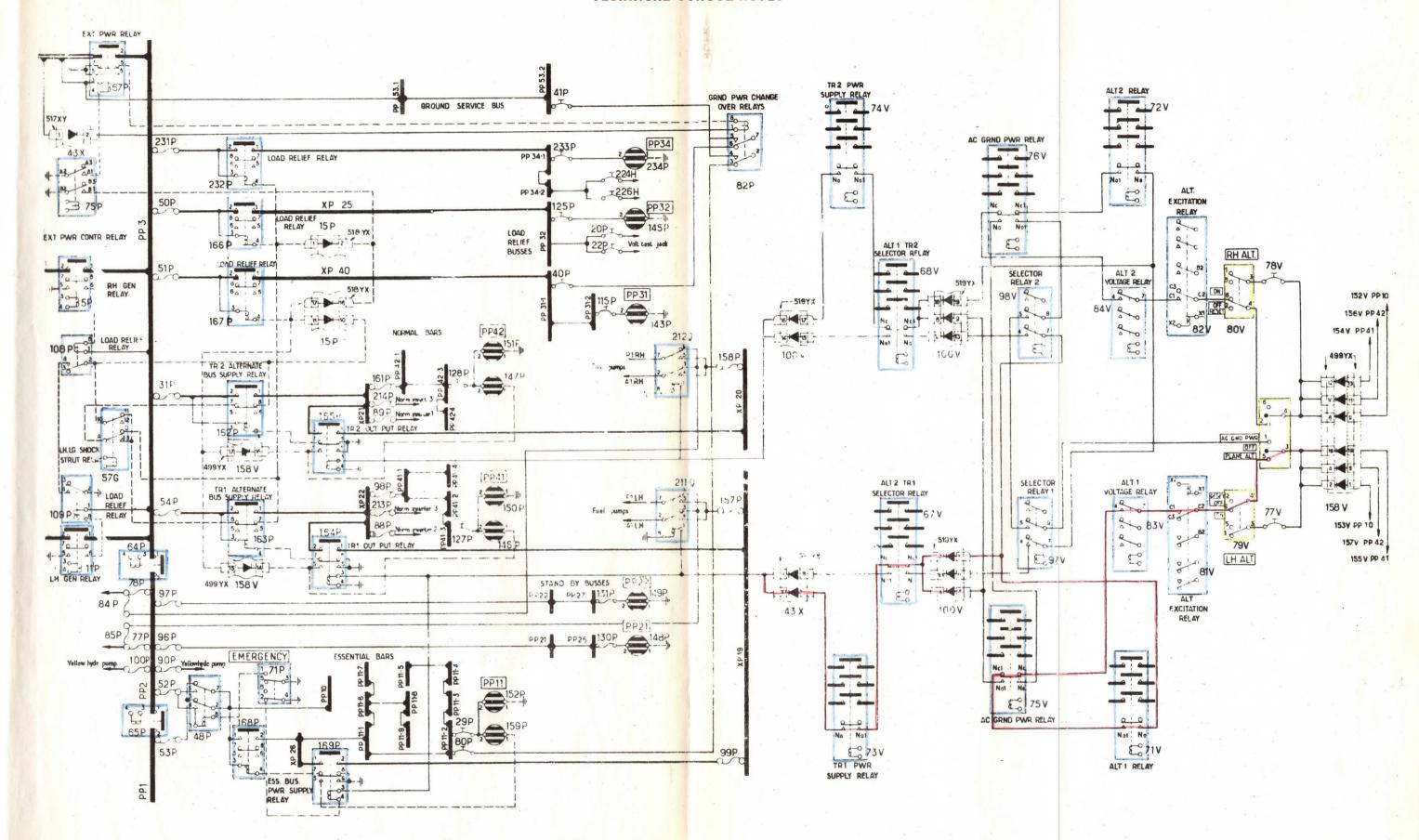
 This symbol indicates that the bus circuit or indicator involved is operating or indicating operation.
- T 42 d 33 GLEICHSTROM LASTVERTEILUNG (1)

		Α	B	C	D	E	F	G	Н	1	J	K	L	M	N
G	ROUND POWER 28 Vac		888	‱	888										
GF	ROUND POWER 200 Vac				888										
	LH GEN. SWITCH	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OH	ON	OM	ON OFF	ON OF	ON OFF	ON OF	ON
	RH GEN. SWITCH	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	ON	ON	OM	OFFION	OFFI ON	OFF ON	OFFION	ON
NEL	MAGNETIC INDIC. PP 21						888	***	$\otimes \otimes$	***		888		***	
A	MAGNETIC INDIC. PP22			888			$\otimes \otimes$	$\otimes \otimes$	888			$\otimes\!\!\otimes\!\!$	888	∞	
42	MAGNETIC INDIC, PP31		1	88		B.A.B		***				$\otimes\!$	\approx	200	
Š	MAGNETIC INDIC. PP32		 	88	888		88		888		200	222	888X	-	-
			-	888			888				_	-	-		_
	MAGNETIC INDIC. PP34		1	388	888		888	888	888	XXX					
	SEL. SW. GND PLANE DC	OFF	OFF		GND.DC POWER	BATT	PLANE	BATT	BATT	PLANE	BATT	PLANE	BATT	PLANE	BAT
	SEL SW. GND PLANE AC	OFF	OFF	OFF	GND.AC PWR	OFF	PLANE	PLANE	PLANE	PLANE	PLANE	PLANE	PLANE	OFF	PLAN
ANEL	LH ALT. SWITCH	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	ON *	ON *	0N *	ON #	ON *	ON *	ON *	OFF	ON
	RH ALT, SWITCH	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	ON *	ON *	ON *	ON *	ON	ON *	ON *	OFF	ON
5	TR1 SWITCH	OFF	OFF	OFF	NORM.	OFF	NORM.	NORM.	NORM.	OFF	NORM.	NORM.	OFF	OFF	ON
ď	TR2 SWITCH	OFF	OFF	OFF	HORM.	OFF	NORM.	NORM.	OFF	NORM.	NORM.	OFF	NORM.	OFF	ON
	MAGNETIC INDIC, PP41			K PP3 /	THROUS		THROU.	THROU	THROU	THROU.	THROU	THROU	THROU	THROU	
	MAGNETIC INDIC. PP11			THROU	THROU	THROU PP1	THROU.	THROU	THROU	PP1-2	THROU	THROU:	THROU	THROU	HRO
	MAGNETIC INDIC. PP42			F DO T	TD2		THROU.	TR2	THROU	THROU,	THROU	THROU	THROU	THROU	
	BUS PP10			***			88		888	***	88	88	888	88	88
	RELAY 168P			88	00.0	88	ممم	22.22	000		N. N. N	200			叕
	RELAY 169P	,		24/24/28	888	MOMON	888		888	~~	***	***	~~	-	200
	BUS PP11			888	⋘	888	8			***			***	888	XX
-	BUS PP21														××
-			-	888		888	888		888						
_	BUS PP22		-	888		222	888		***	888			₩	2000	_
R	RELAY 167P _ BUS. PP31			888			88	***			888	888	XXX		
R	RELAY 166P - BUS PP32			\approx			888		⋘						
R	RELAY 232P- BUS PP34			888											
Т	RELAY 163P			888	XXX		2	XXX	XXX	888		-	888	888	
	All residence of the second se		-	200	888	-	XXX	200	888	XXX	XXX	200	XXX	5000	-
	RELAY 164P		-	XXX	888		886	888	888	~~		***	-	-	_
	US. PP41 _ INVERT. 2.3			***	XXX		888	***	\approx	\approx	>>>	$\otimes \otimes$	888	\approx	
	RELAY 162P			$\otimes\!\!\!\!\otimes$					\approx			\approx		▩	
	RELAY 165P				***					888	***	1	***		
	US. PP42 _ INVERT. 1_3			***					***			***		***	
	BUS PP53		888		***			-	000	000	000	000	~~~	ممم	
	RELAY 82P			4											
GI	ND SERVICING CIRCUIT			***	***	PARTIAL	***	***	***	XXX	***	***	***	PARTIAL	PART
-	FUEL PUMP		XXX	***											~
-	RELAY 211Q		†	200	888	XXX				XXX			DOO	200	1
_	RELAY 212Q				88		388	888	2000	XXX		200	-		1

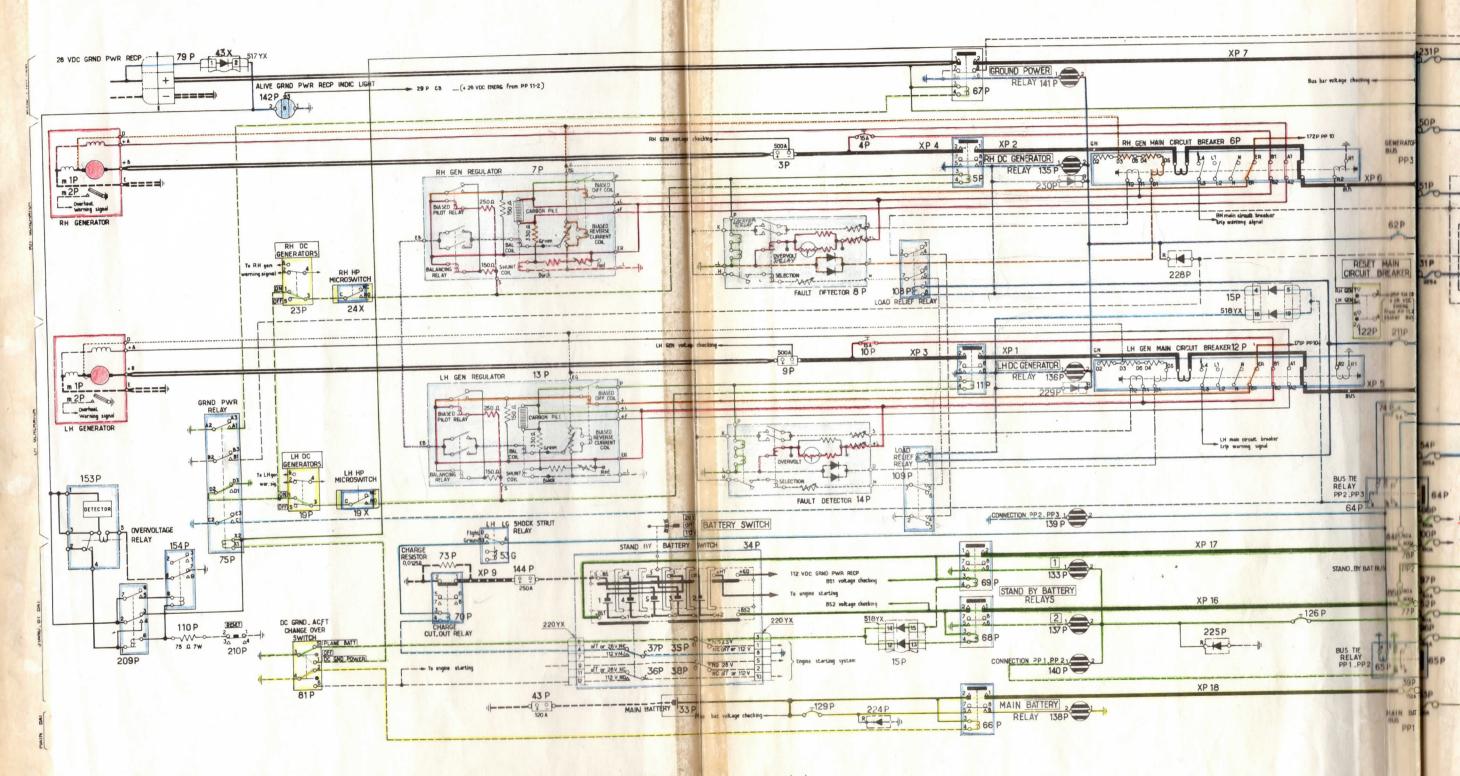
T 42 d 34 GLEICHSTROM - LASTVERTEILUNG (2)

T 42 d ja Glerchetton - Lastvertengen (E)

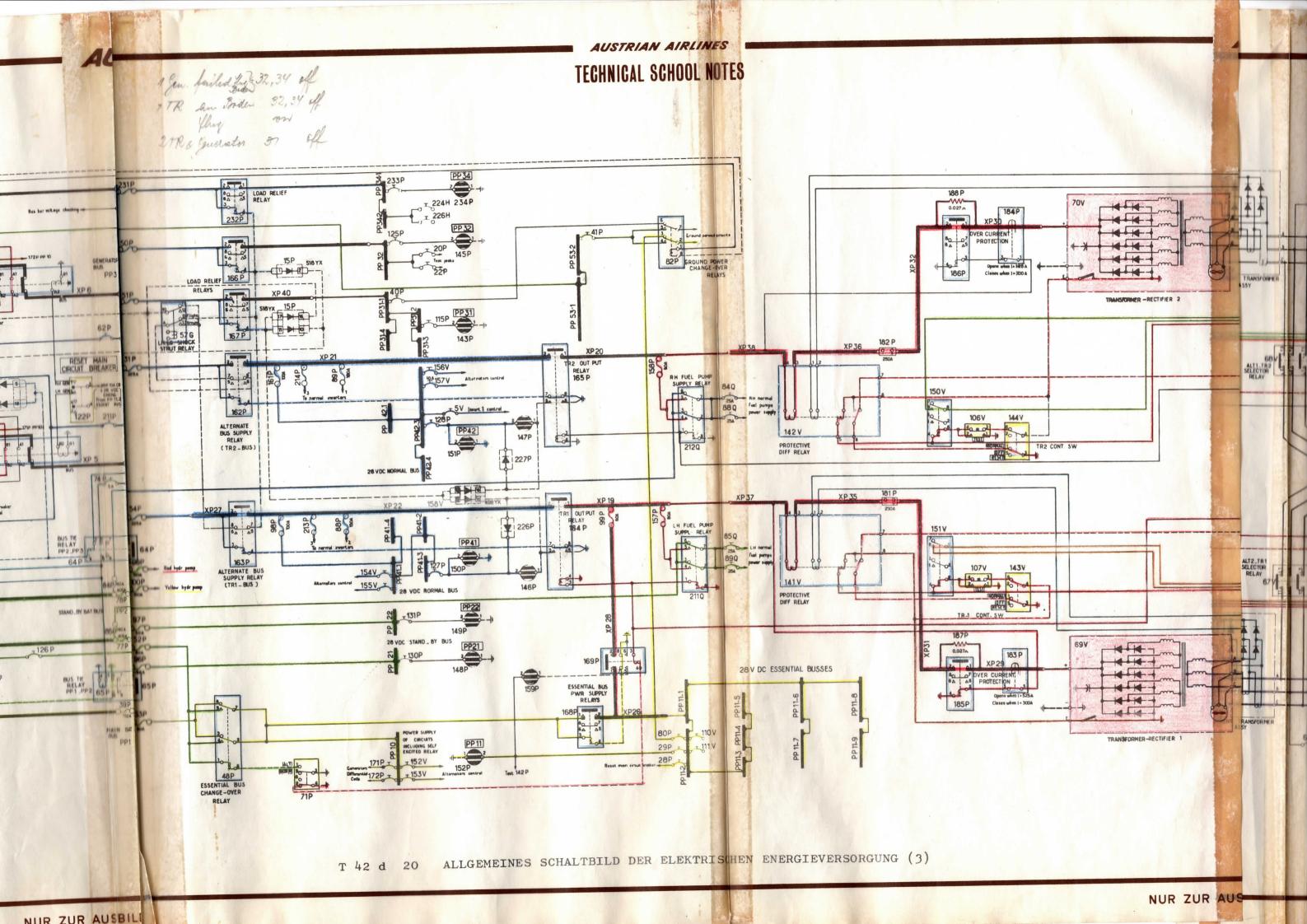




T 42 d 35 VERTEILER-SCHALTBILD DER GLEICHSTROMENERGIE

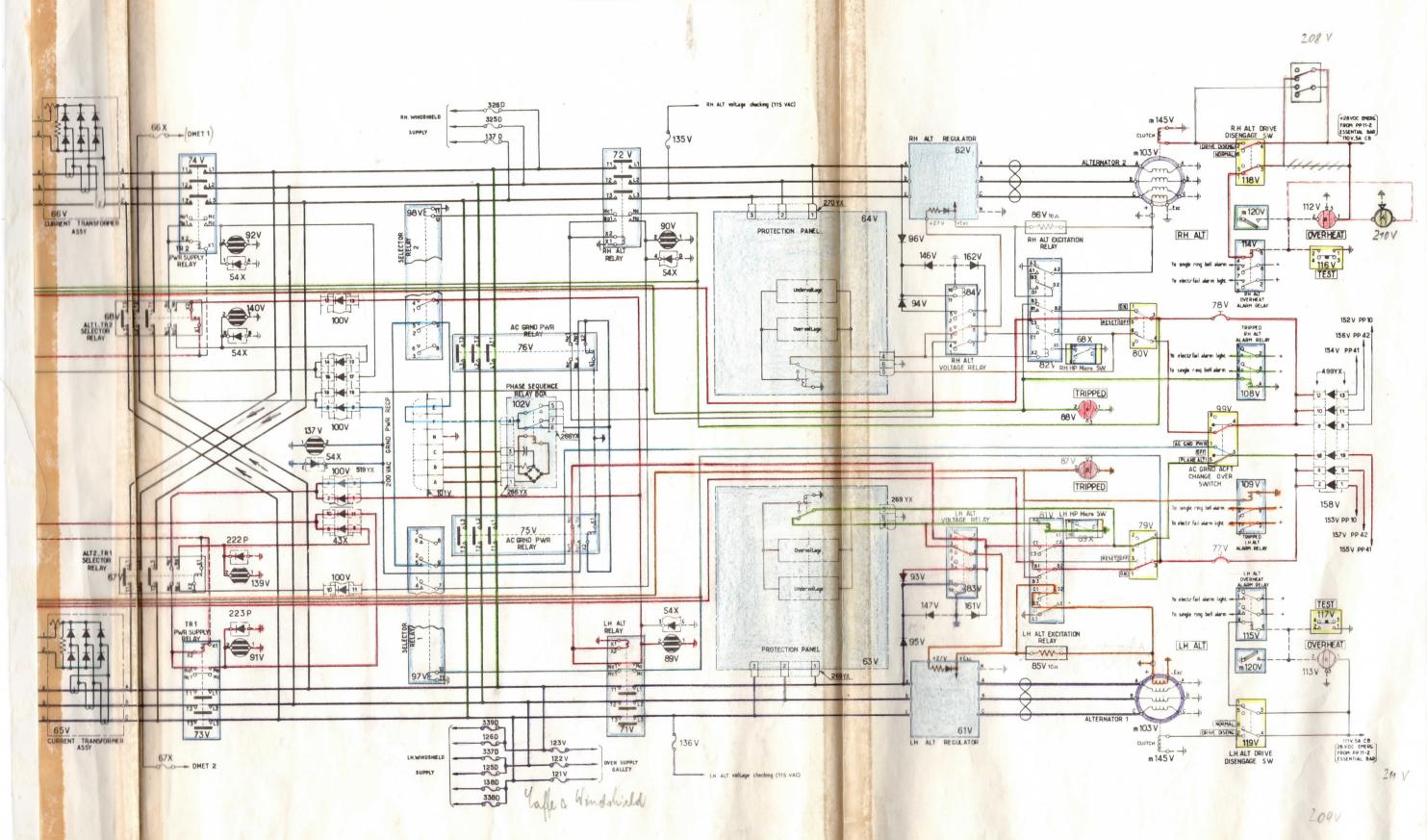


T 42 d 19 ALLGEMEINES SCHALTBILD DER ELEKTRISCHEN ENERGIE ERSORGUNG (2)









T 42 d 15 ALLGEMEINES SCHALTBILD DER ELEKTRISCHEN ENERGIEVERSORGUNG (1)

AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

EQUIPMENT

(S.E. 210, ATA-Ref. 25,35 u. 38)

Т 42 е

Bearbeitet:

Greda

Ausgabe:

2/1/63

EQUIPMENT

(ATA-Ref. 25,35 u. 38)

Abbildungsverzeichnis

\mathbf{T}	42	е	1	Furnishings
\mathbf{T}	42	е	2	Cockpit seats
\mathbf{T}	42	е	3	Cabin cross section
T	42	е	4	Stowage rack
\mathbf{T}	42	е	5	Lavatory
T	42	е	6	Lower forward cargo compartment
T	42	е	7	Evacuation slide
T	42	е	8	Evacuation slide operating procedure
T	42	е	9	Cockpit escape rope
\mathbf{T}	42	е	10	Cabin escape rope
T	42	е	11	Crew oxygen system
T	42	е	12	Individual demand regulator
T	42	е	13	Individual demand regulator schematic
\mathbf{T}	42	е	14	Emergency Equipment
\mathbf{T}	42	е	15	
T	42	е	16	
\mathbf{T}	42	е	17	Forward water system (schematic)
\mathbf{T}	42	е	18	Forward water system
T	42	е	19	
\mathbf{T}	42	е	20	Aft water system (schematic)
T	42	е	21	Aft water system
\mathbf{T}	42	е	22	Water heating electrical circuit
T	42	е	23	Waste water and sewage tank drainage
\mathbf{T}	42	е	24	Antiseptic system

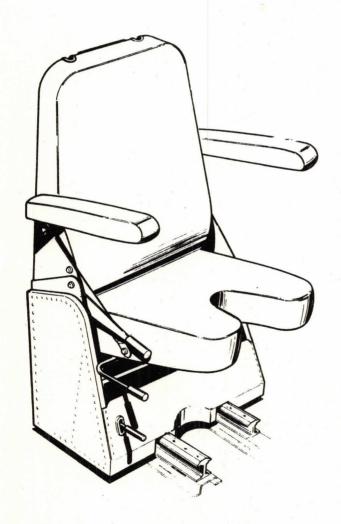
NUR

ZUR

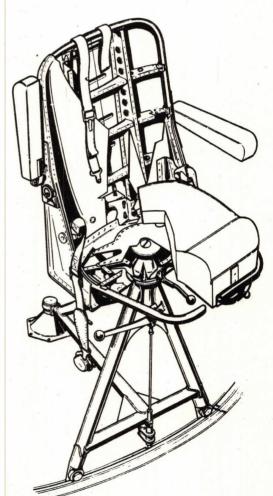
AUSBILDUNG



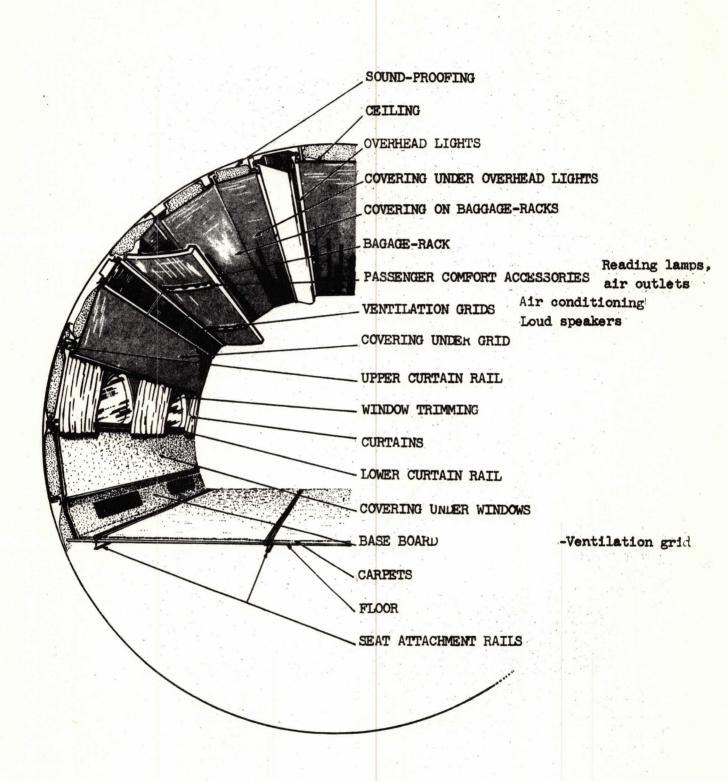








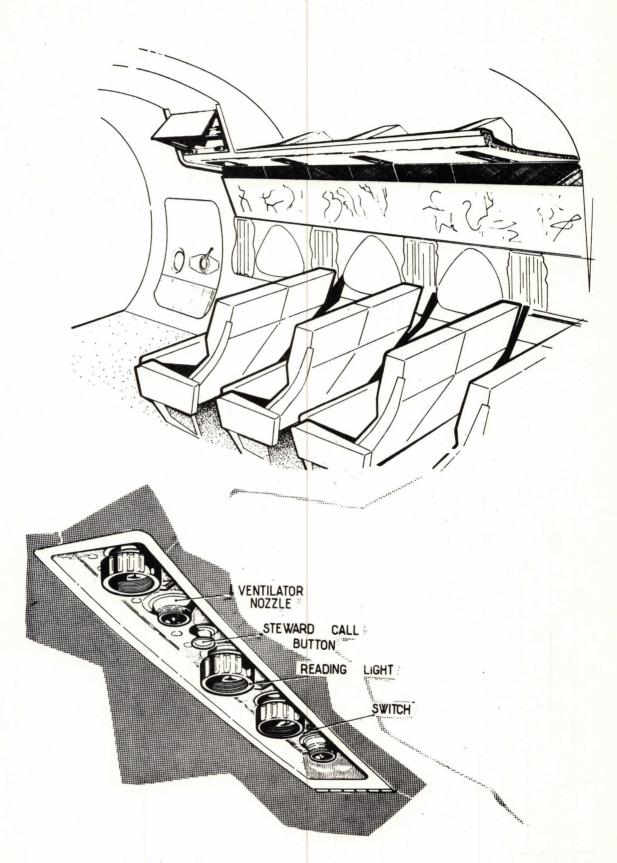




T 42 e 3 CABIN CROSS SECTION



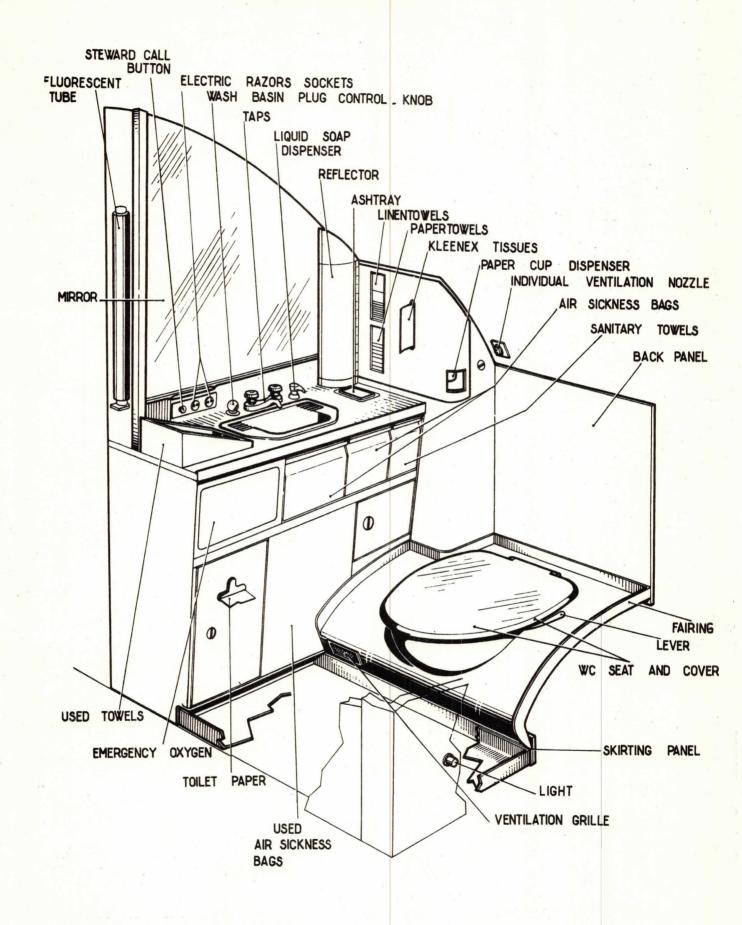
TECHNICAL SCHOOL NOTES



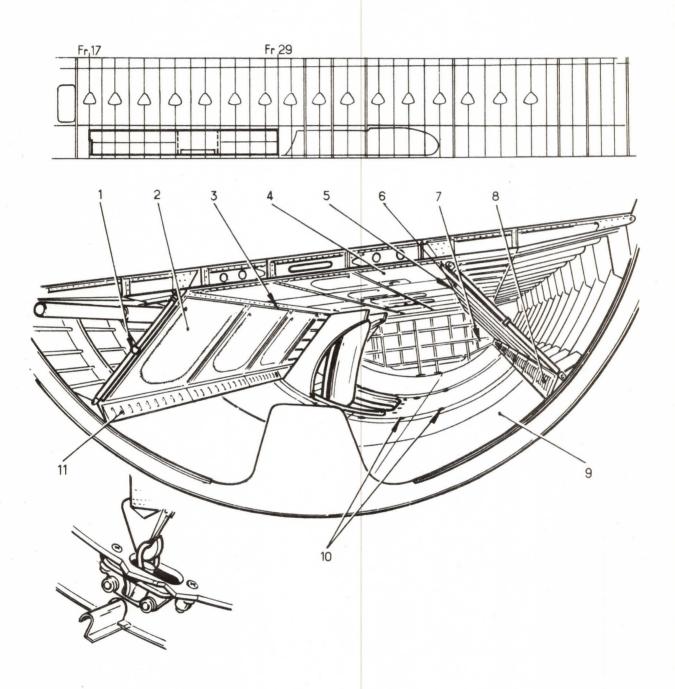
T 42 e 4 STOWAGE RACK



TECHNICAL SCHOOL NOTES

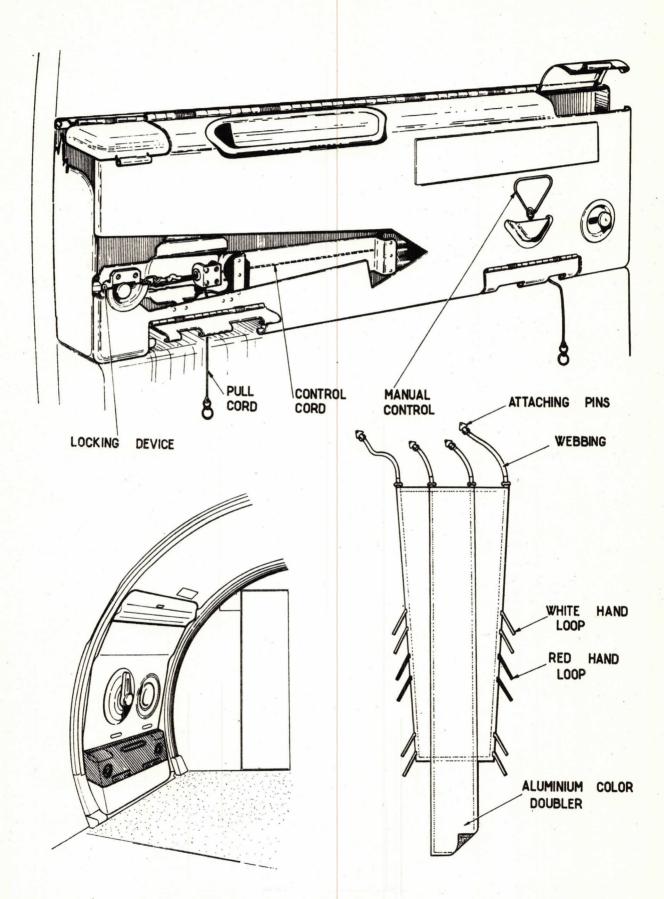


T 42 e 5 LAVATORY



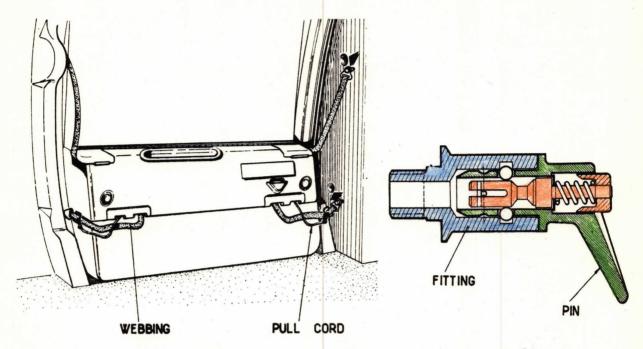
T 42 e 6 LOWER FORWARD CARGO COMPARTMENT

AUA

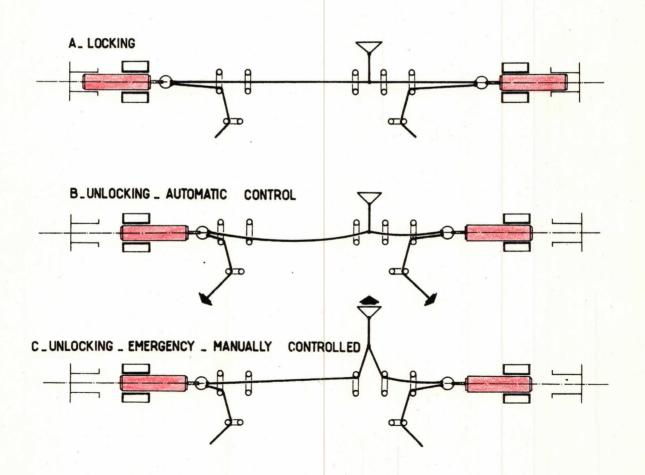


T 42 e 7 EVACUATION SLIDE



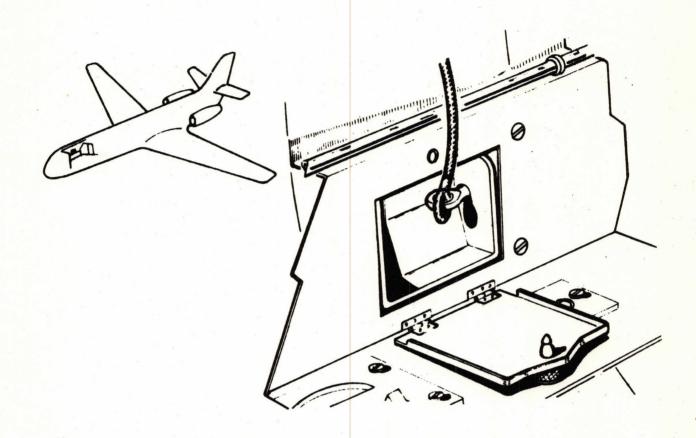


EVACUATION SLIDE CONTROL SYSTEM_ FUNCTIONAL SCHEMATIC



T 42 e 8 EVACUATION SLIDE OPERATING PROCEDURE

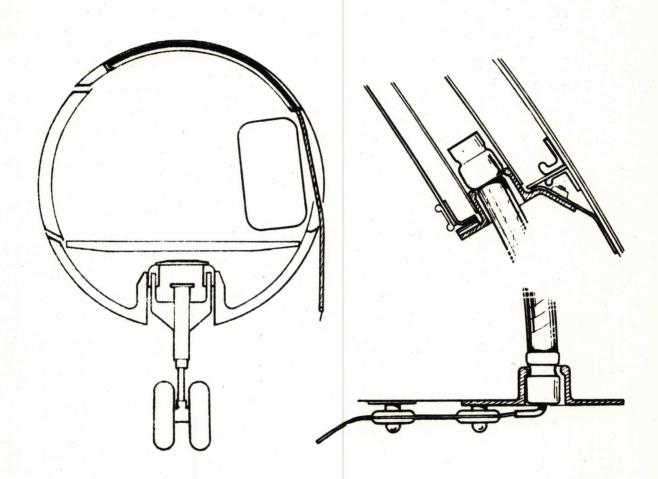




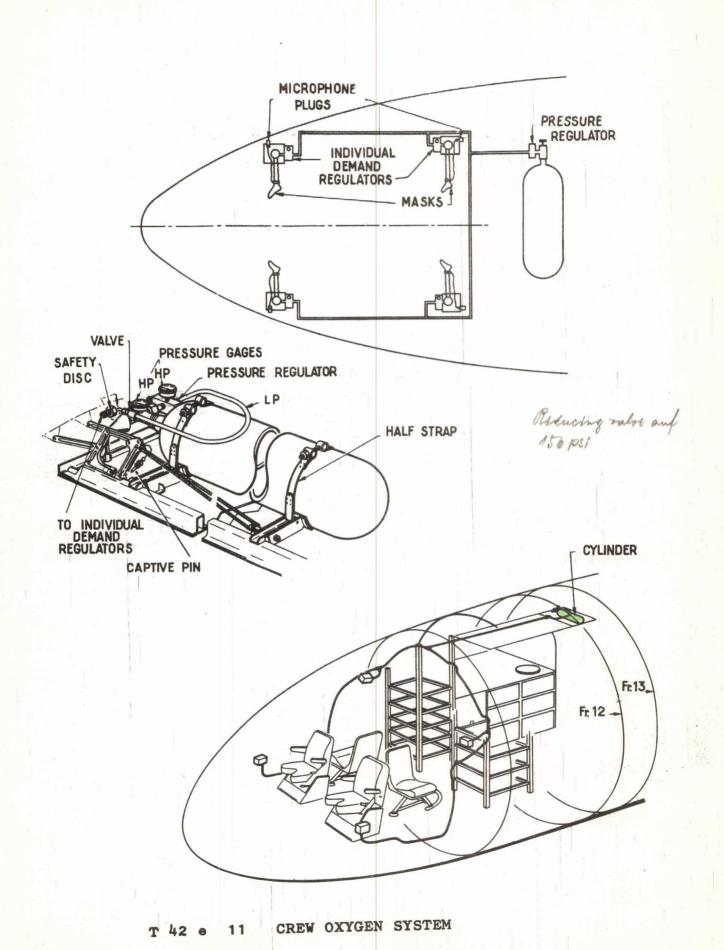
FLIGHT COMPARTMENT ESCAPE ROPE
Fig. 5

T 42 e 9 COCKPIT ESCAPE ROPE

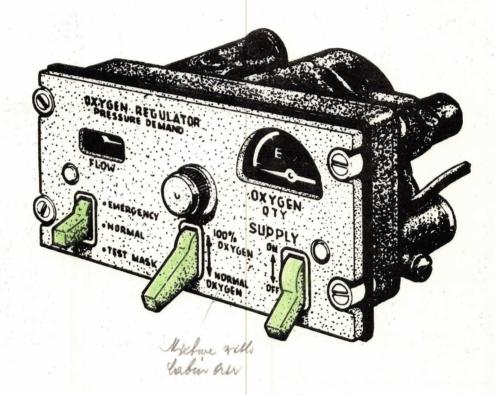




T 42 e 10 CABIN ESCAPE ROPE

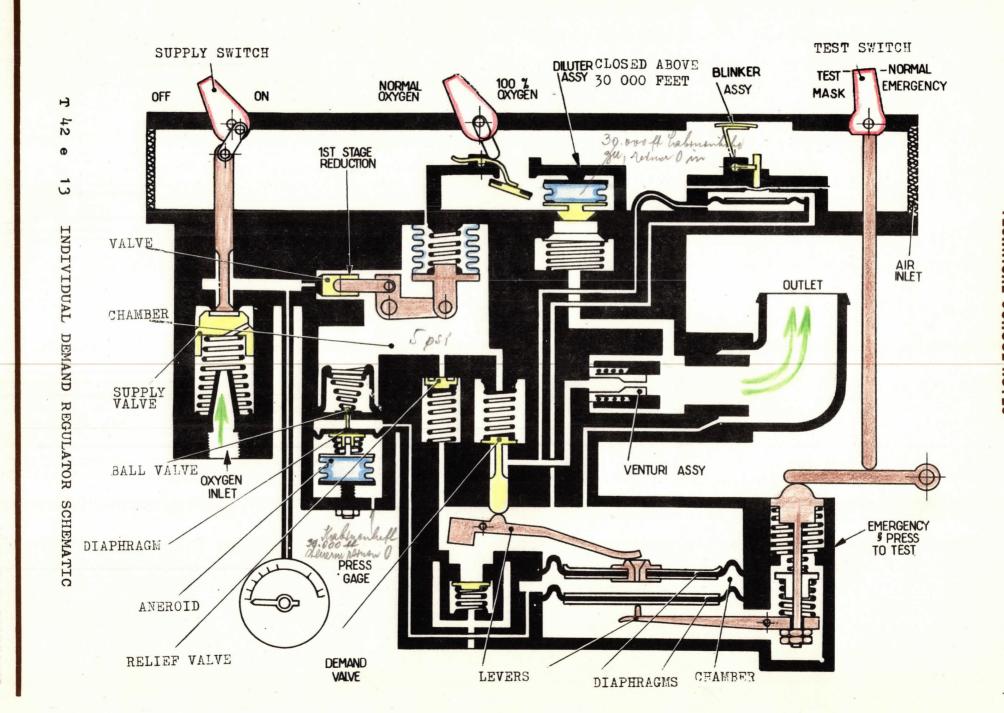




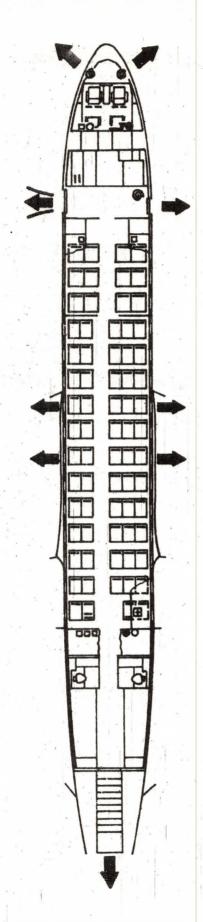


Rungery: med levellen liberdruk skrivsky o gepretel Normal: mer benn benafmen Fast: hasken anfoliere

T 42 e 12 INDIVIDUAL DEMAND REGULATOR



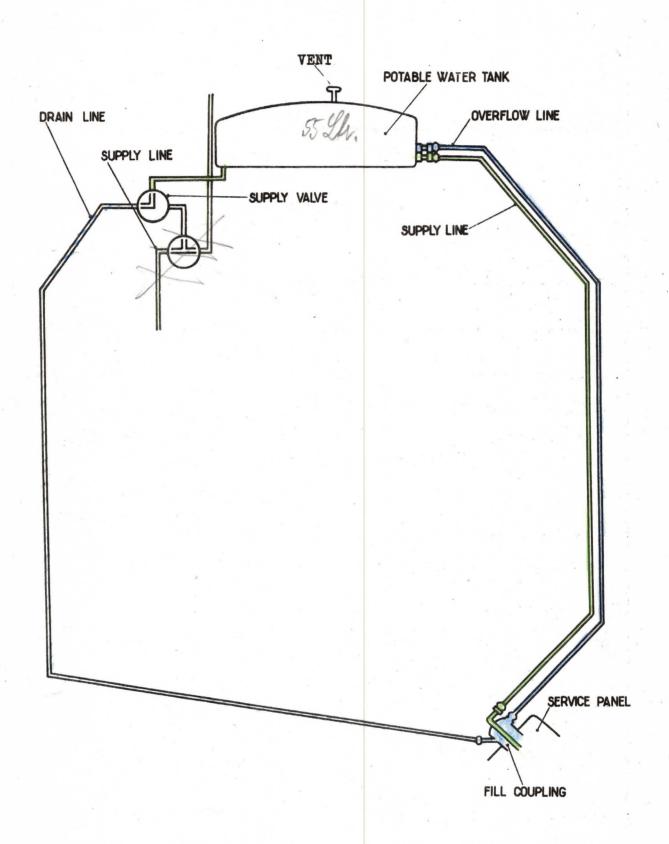




- SCHWIMMWESTE
- HANDFEUERLOSCHER (CO2)
- 2/ O HANDFEUERLÖSCHER (H,O)
- 7 BEIL
- H NOTAPOTHEKE
- NOTAUSSTIEG
- TRAGE SAUERSTOFFLASCHE
- 3 O NOTSEIL
- AUSGANG MIT NOTRUTSCHE

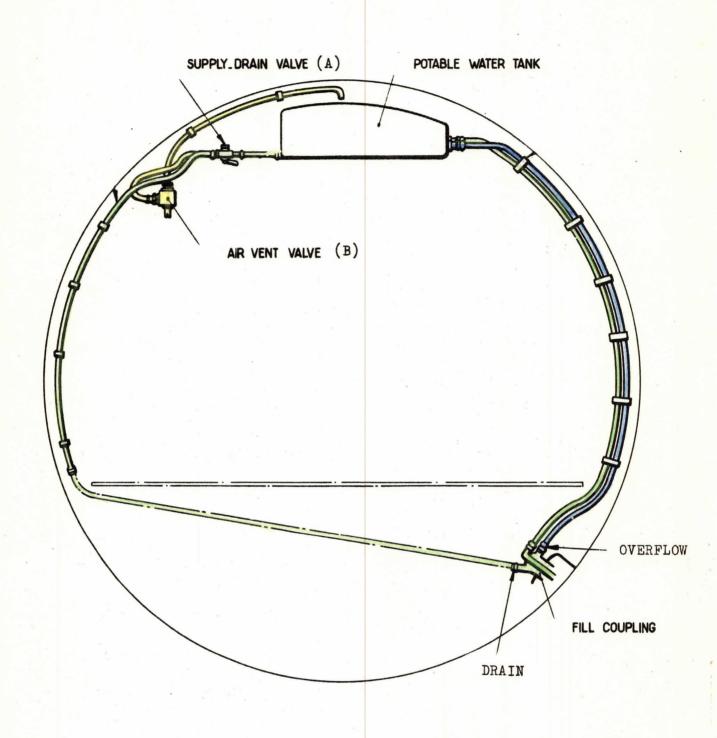
T 42 e 14

EMERGENCY EQUIPMENT



T 42 e 17 FORWARD WATER SYSTEM (SCHEMATIC)

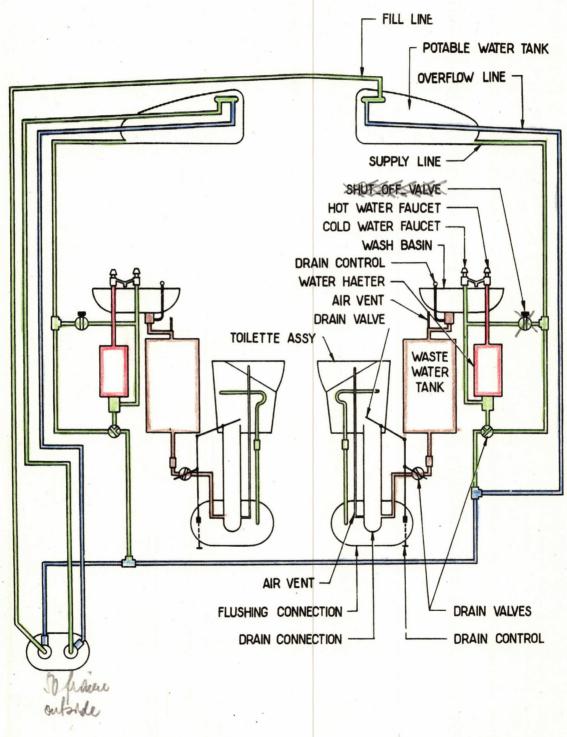




T 42 e 18 FORWARD WATER SYSTEM

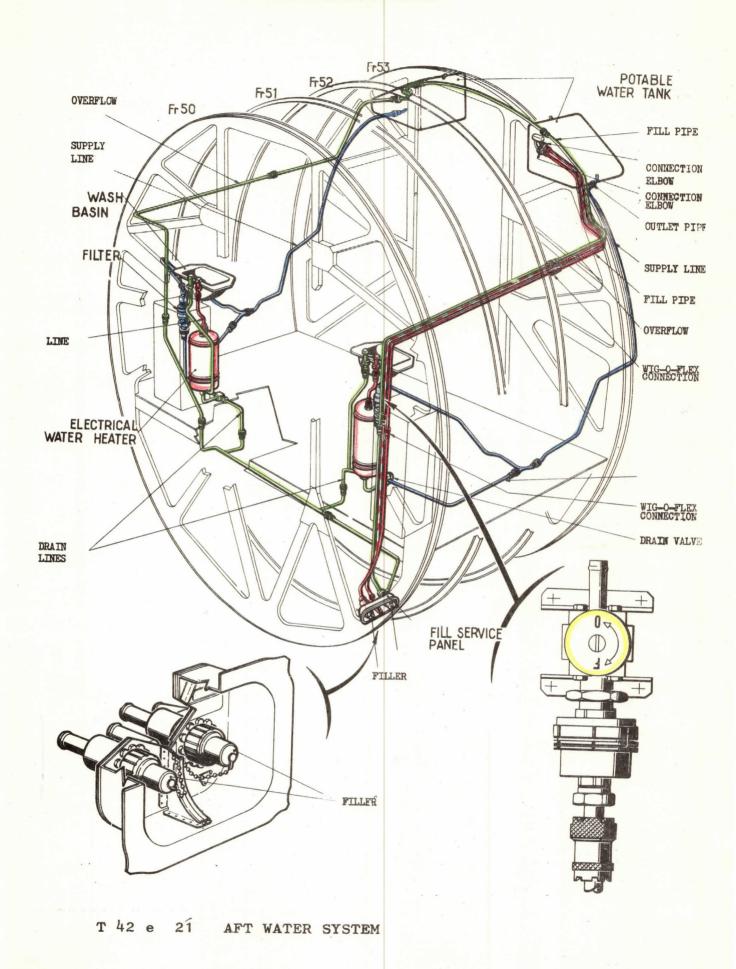




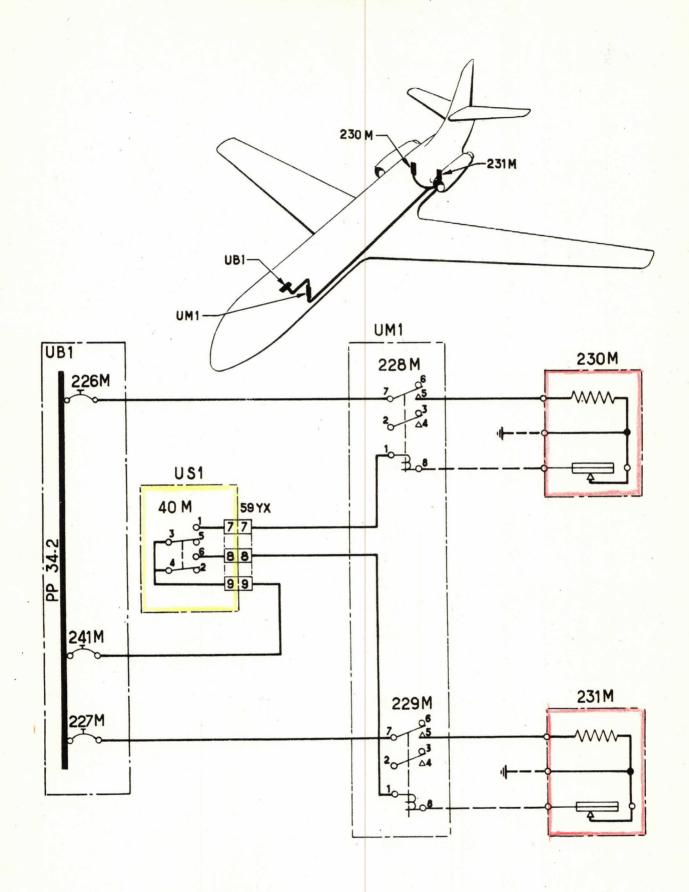


T 42 e 20 AFT WATER SYSTEM (SCHEMATIC)

AUA

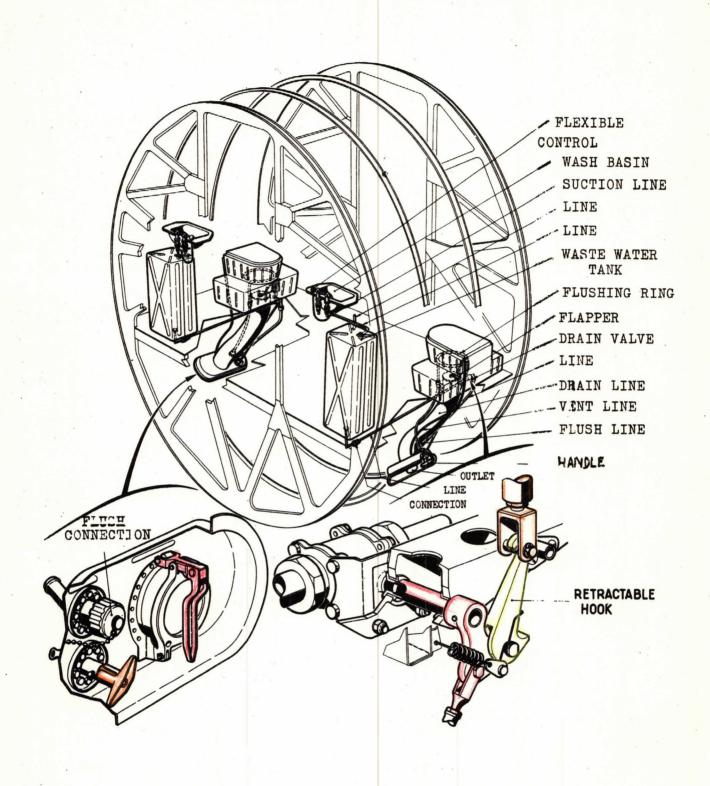






T 42 e 22 WATER HEATING ELECTRICAL CIRCUIT

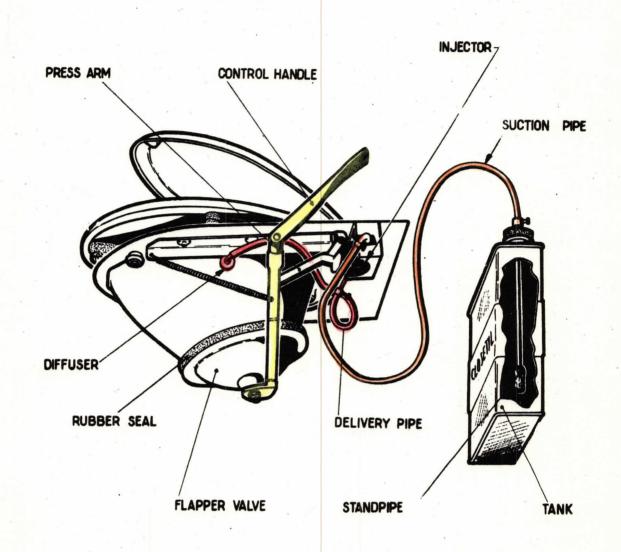




T 42 e 23 WASTE WATER AND SEWAGE TANK DRAINAGE

JUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 e 24 ANTISEPTIC SYSTEM



FIRE PROTECTION

(S.E. 210, ATA-Ref. 26)

T 42 f

Bearbeitet: Pöttinger

Ausgabe: 2/1/63



TECHNICAL SCHOOL NOTES

FIRE PROTECTION

(ATA-Ref. 26)

Inhaltsangabe

Allgemein

Warnung

- 1. Warneinrichtungen
 - A. Firewire
 - B. Contact Detectors
- 2. Fire and Overheat Detection
- 3. Overheat Contact Detectors (Alternators, Generators)

Löschung

- 1. Fire Extinguishing System
- 2. Tragbare Feuerlöscher





FIRE PROTECTION

Allgemein

Für alle Bereiche des Flugzeuges, die besonderer Brandgefahr ausgesetzt sind, wie etwa Triebwerk und angrenzende Gebiete, wurden Schutzmaßnahmen getroffen.

Engine und Stub sind mit elektrischen Feuerwarneinrichtungen ausgestattet, die Überhitzung und beginnendes Feuer ins Cockpit melden.

Ebenso werden Überhitzungen von Alternator und Generator der Besatzung zur Anzeige gebracht.

Zur Löschung sind zwei mit Freon gefüllte Behälter vorgesehen, die elektrisch zur Entleerung gebracht werden können.

Darüber hinaus befinden sich Handfeuerlöscher im Druckkabinenraum, die zur Bekämpfung örtlicher Brandherde Verwendung finden.

Warnung

1. Warneinrichtungen

Grundsätzlich werden zwei verschiedene Arten von Feuermeldern verwendet:

A. Firewire

Dieser besteht aus einer kapillarartigen Elektrode, in deren Innerem - durch ein geeignetes Material iseliert - ein dünner Elektrodendraht läuft. Solcherart aufgebaute Firewire-Elemente werden zusammengeschlossen (Abb. 5), um die gewünschte Länge zu erzielen und so verlegt, daß alle brandgefährdeten Stellen erfaßt werden.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Die Wirkung dieses Firewire beruht nun darauf, daß durch unzulässige Erhitzung im Falle eines beginnenden Feuers der Widerstand des Isoliermaterials verringert wird und durch die daraus sich ergebende Zunahme des Stromes die Alarmanlage anspricht.

B. Contact Detectors

In einem Stahlrohrkörper befinden sich zwei vorgespannte Kontaktträger (Blattfedern aus Invar). Bei Erhöhung der Umgebungslufttemperatur kommt es infolge der verschiedenen Temperaturausdehnungskoeffizienten zu einer Annäherung der Kontakte, die
sich bei einer bestimmten Temperatur (justierbar) berühren.
Diese Kontakte werden zur Inbetriebsetzung der zugehörigen
Alarmanlage herangezogen.

2. Fire und Overheat Detection

Aus Abb. 1 ist die Wirkungsweise dieser Warn- und Alarmanlage zu entnehmen. Zur Anwendung gelangen Firewires, deren räumliche Anordnung schematisch in Abb. 4 dargestellt ist. Grundsätzlich zerfällt das System in zwei Teile, wobei der eine Teil eine "Fire"Warnung, der andere eine "Overheat"-Warnung ergibt.

Je vier Contact Detectors pro Triebwerk haben die Aufgabe, eine "Fail"-Warnung zu bringen; die Anordnung dieser Detectors ist in Abb. 3 dargestellt.

3. Overheat Contact Detectors (Alternators, Generators)

Abb. 2 zeigt die Stromkreise der für die Alternators und Generators vorgesehenen Contact Detectors. Das Ansprechen dieser ruft eine Warnung auf den beiden Electrical Power Panels UA 2 bzw. UA 5 hervor. In jedem Fall kommt es zu einer Sammelwarnung (ELECT. FAIL) auf Panel UP 5.

Die Anordnung dieser Contact Detectors kann Abb. 3 entnommen werden.

T 42 f 3





Löschung

1. Fire Extinguishing-System

Zur Löschung bei gemeldeter Brandgefahr wird ein Löschsystem herangezogen, dessen Anordnung in Abb. 6 dargestellt ist. In jedem Engine Stub befindet sich ein kugelförmiger Behälter, der mit dem von der amerikanischen Firma "Dupont" hergestellten FREON 13 B 1 (C Br F₃) gefüllt ist. Er besitzt zwei Anschlußköpfe, wobei jeder für sich, zwecks Entleerung des Behälterinhaltes in die betreffende Löschleitung, elektrisch gezündet werden kann.

An der Unterseite des Engine Stub sind zwei •ptische Entladeanzeiger zu sehen (gelbes bzw. rotes Plättchen, mechanisch betätigt).

Der Behälter selbst ist mit einem Druckmesser ausgerüstet, der den jeweils im Behälter herrschenden Löschmitteldruck anzeigt.

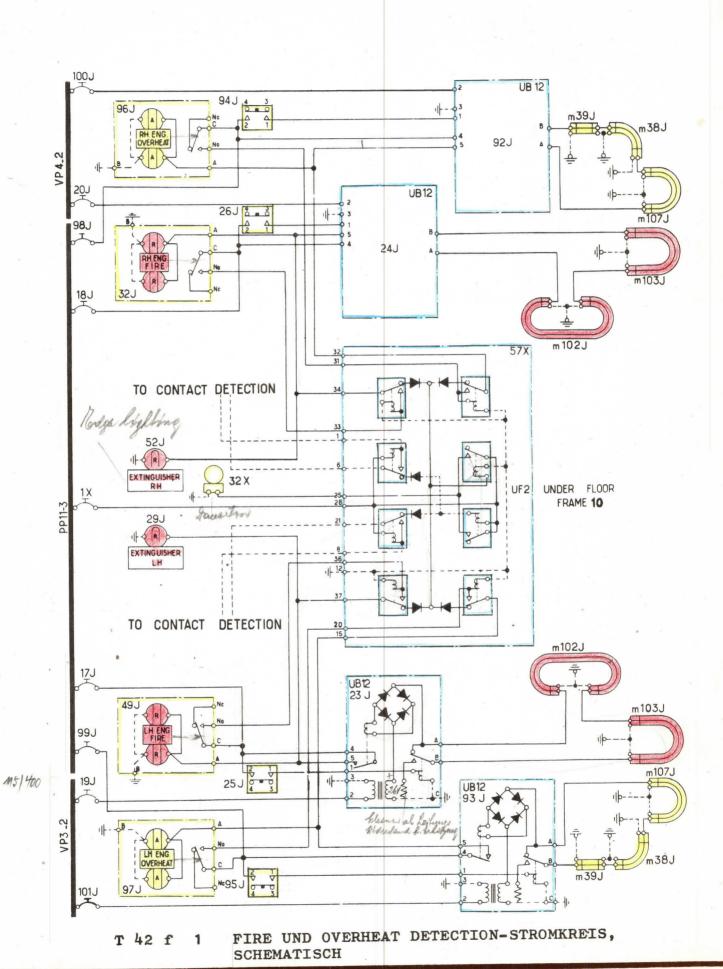
Die Arbeitsweise des Löschsystems läßt sich in Abb. 7 erkennen. Jeder Behälter kann sowohl für die Löschung des zugeerdneten Triebwerkes als auch für das verbleibende benutzt werden. Die Besatzung kann von Panel UP 5 aus die Löschversuche durchführen. (Abb. 8 und 9). Eine Prüfung der Auslösestromkreise kann von Panel UP 1 aus mittels je eines Schalters und Schauzeichens vorgenommen werden (Abb. 8 und 10).

2. Tragbare Feuerlöscher

Tragbare Feuerlöscher sind sowohl für Cockpit als auch Kabine vergesehen, und zwar für beide Bereiche je ein H₂0- bzw. CO₂-Löscher. Die Aufbewahrungsstellen im Flugzeug zeigt Abb. 11.

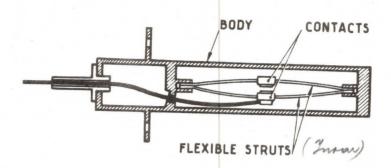
AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES

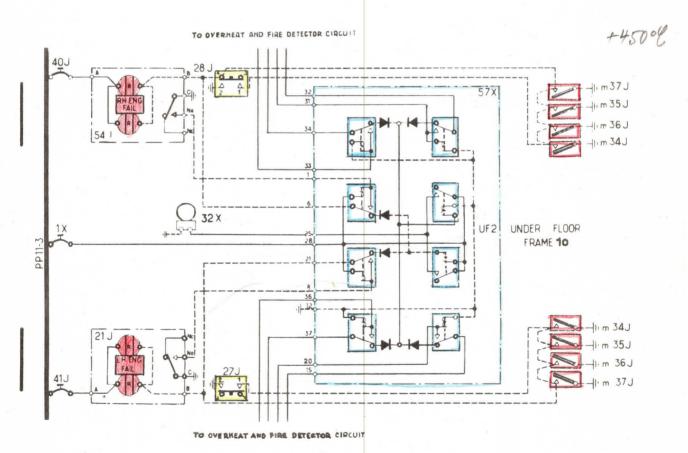


AUA 301



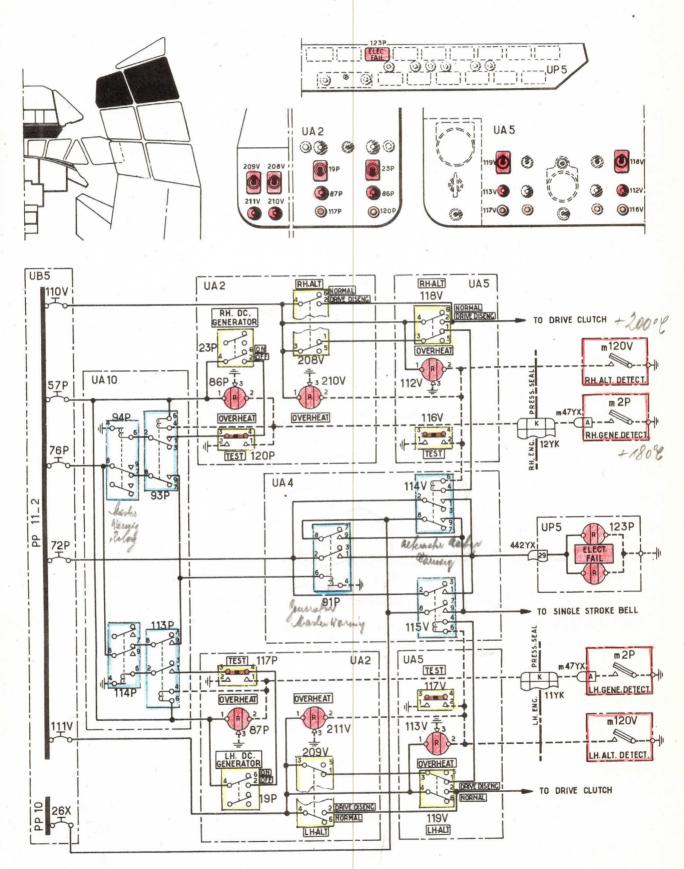


T 42 f 1/1 FENWAL CONTACT DETECTOR



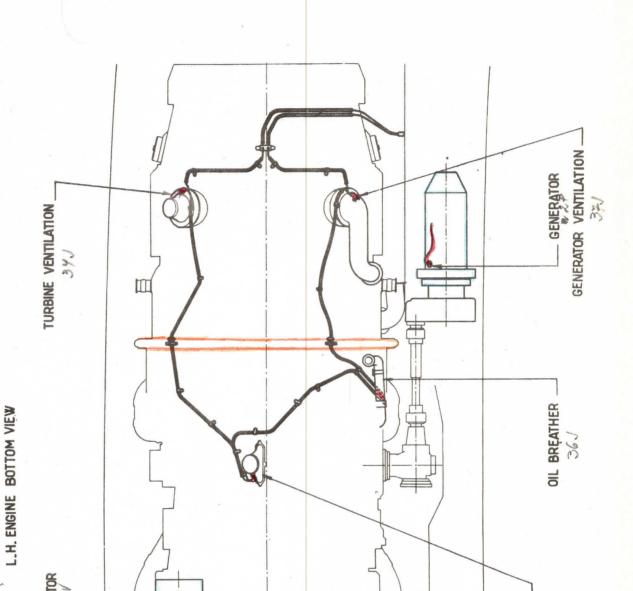
T 42 f 1/2 FAIL DETECTION - STROMKREIS, SCHEMATISCH

AUA



T 42 f 2 OVERHEAT CONTACT DETECTOR-STROMKREISE FÜR ALTERNATOR UND GENERATOR



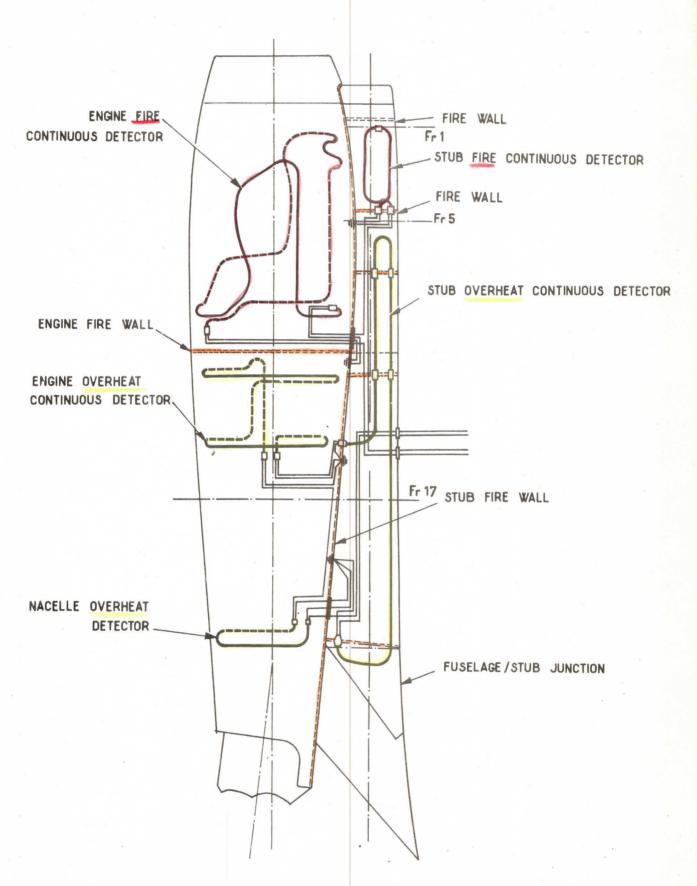


ALTERNATOR

T 42 f 3 ANORDNUNG DER OVERHEAT CONTACT DETECTORS

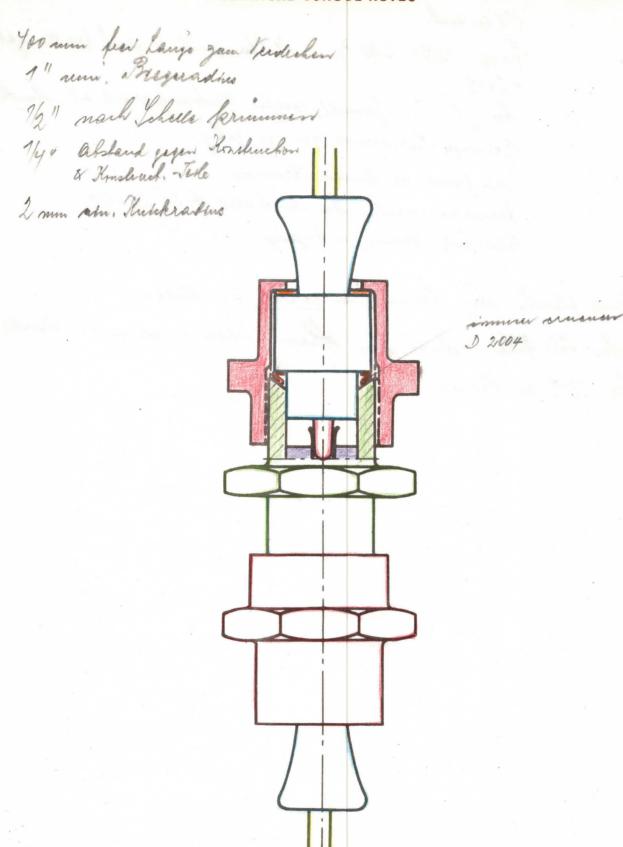
COMPRESSOR SEAL VENT.





T 42 f 4 FIREWIRE FIRE UND OVERHEAT DETECTOR-SYSTEM (ENGINE, NACELLE UND STUB)



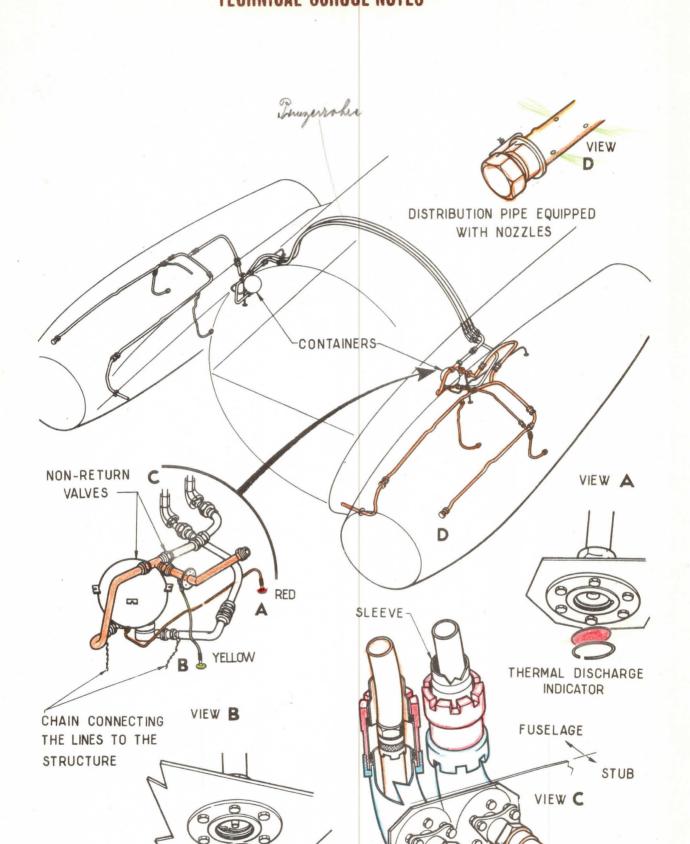


T 42 f 5 VERBINDUNG VON FIREWIRE-ELEMENTEN

Brhalty: Walker Ridde 378 au duch. freon 1381 CBr F3 Allo wit N and 600 FSi getraelt foi ber glenlem Jeorell selfen berkungsgrad als Muthil Brownde Jeringe Karrosowa stendger giftig 20 x fourer als Neuffel Broseste Iruckmanometer für Konfesle H. 26-20-09 Bearleste lessing - Wiegung Betde flaorhen bei fehlen eines gelben Mothelens

Refer Platfohen effuel for Alem. Elburdink with flambe for 4308 en les per

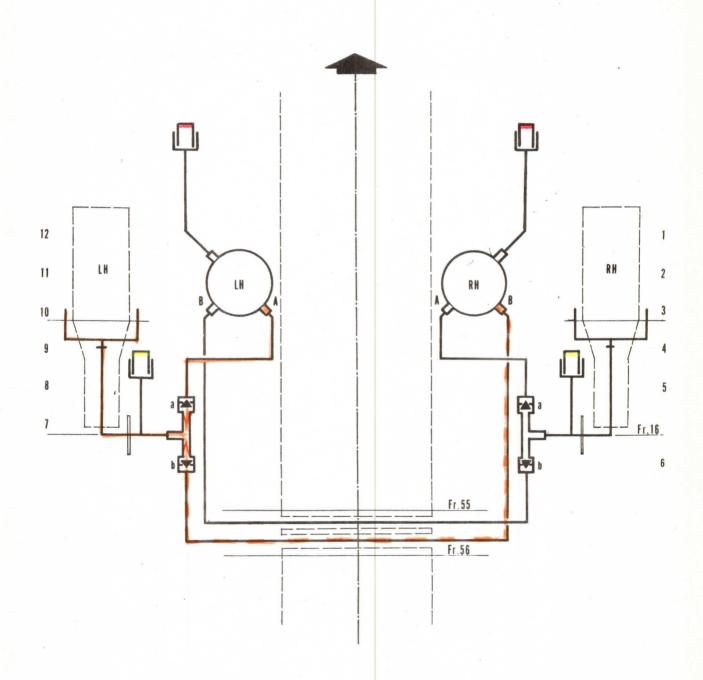




T 42 f 6 FIRE EXTINGUISHING-SYSTEM, SCHEMATISCH

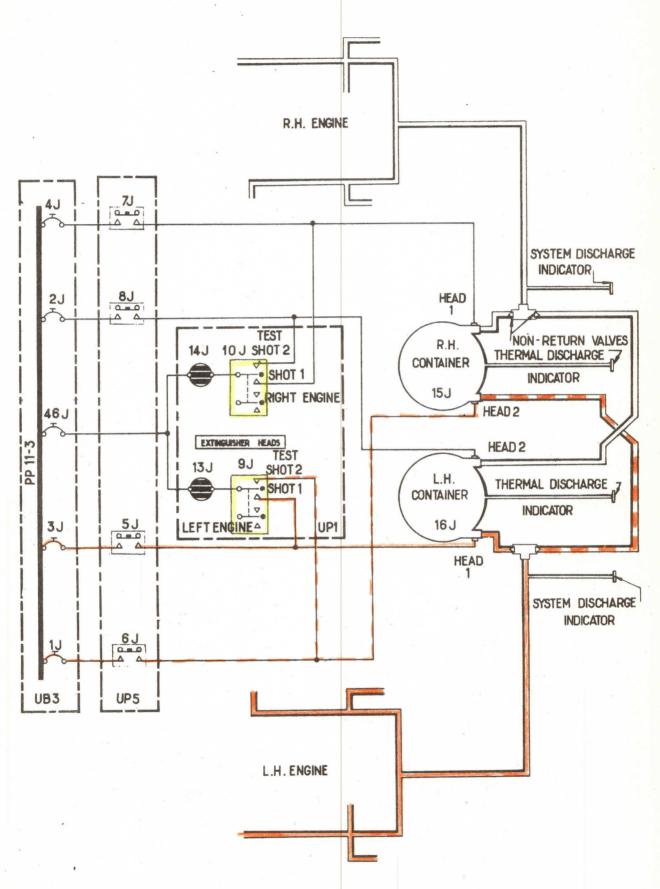
SYSTEM DISCHARGE INDICATOR





T 42 f 7 ANORDNUNG DES FIRE EXTINGUISHING-SYSTEMS

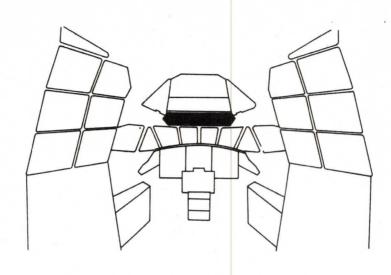


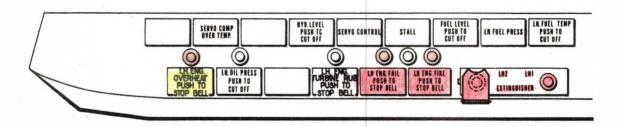


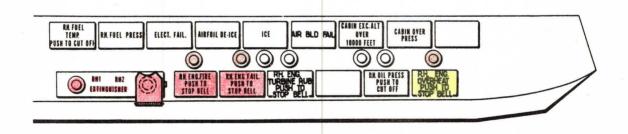
T 42 f 8 FIRE EXTINGUISHER-STROMKREIS



TECHNICAL SCHOOL NOTES

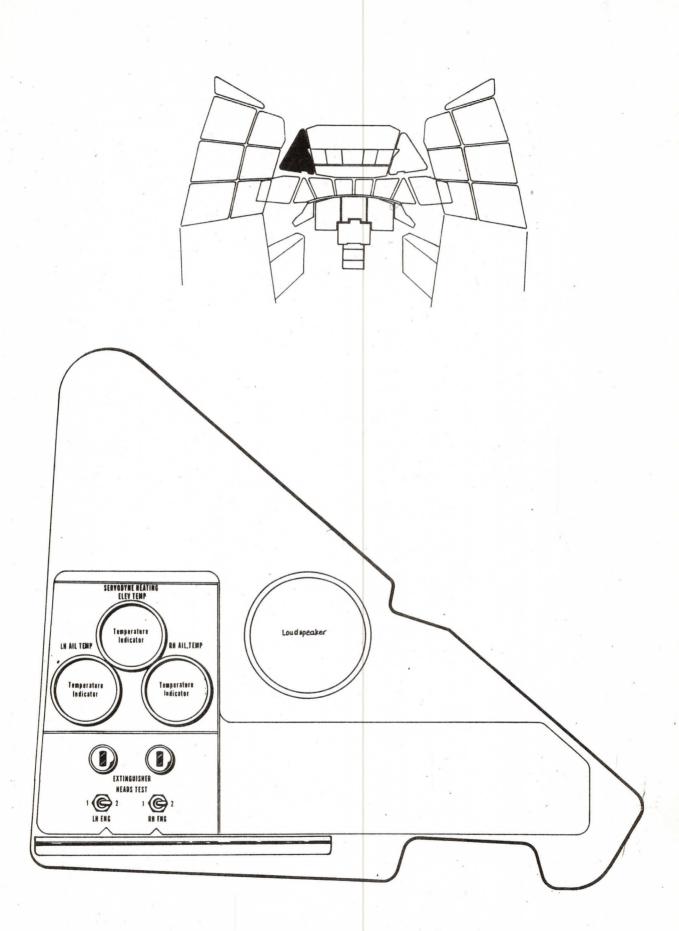






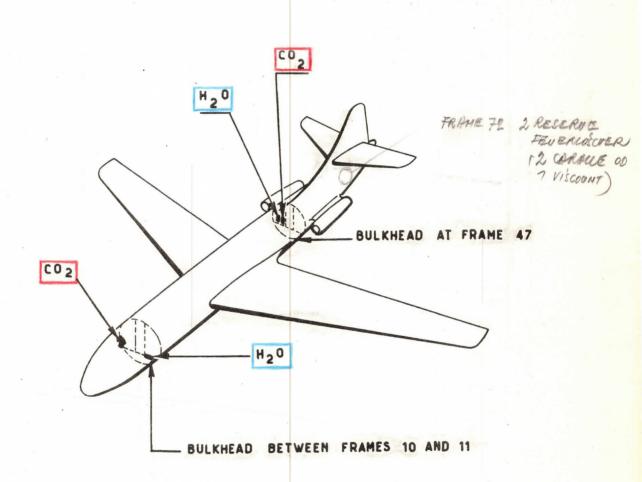
T 42 f 9 FIRE EXTINGUISHER-AUSLÖSUNG AUF PANEL UP 5





T 42 f 10 FIRE EXTINGUISHER-PRÜFUNG AUF PANEL UP 1





T 42 f 11 TRAGBARE FEUERLÖSCHER



FLIGHT CONTROLS

(S.E. 210, ATA-Ref. 27)

T 42 g

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 2/1/63



TECHNICAL SCHOOL NOTES

FLIGHT CONTROL (ATA-Ref. 27)

Abbildungsverzeichnis

Main controls

T 42 g 1	Cockpit
T 42 g 2	Aileron control linkage
T 42 g 3	Aileron and trim control linkage
T 42 g 4	Aileron control in control column
T 42 g 5	Aileron control at frame 7
T 42 g 6	Aileron control at frame 34
T 42 g 7	Aileron control in wings
T 42 g 8	Automatic cable compensator
T 42 g 9	Vibrator control
T 42 g 10	Aileron load feel
T 42 g 11	Aileron load feel (torsionbar)
T 42 g 12	Aileron servo control actuator
T 42 g 13	Aileron trim control
T 42 g 14	Aileron trim cable compensator
T 42 g 15	Servo control hydraulic diagram
T 42 g 16	Servo control actuator (schematic)
T 42 g 17	Servo control actuator (diagram)
T 42 g 18	Servo control actuator (cross section)
T 42 g 19	Servo control actuator at rib 9
T 42 g 20	Hydraulic selector valve control on pedestal
T 42 g 21	Blue and green servo control selector valve
T 42 g 22	Servo control actuator warning system
T 42 g 23	Control surface position indicator
T 42 g 24	Servo actuator heating system
T 42 g 25	Detail of servo actuator heating system

T 42 g



T	42 g	26	Elevator servo actuator heating system
T	42 g	27	Thermal probe installation
T	42 g	28	Servo actuator heating system (electrical circuit)
T	42 g	29	Servo actuator temperature probe
T	42 g	30	Rudder control linkage
T	42 g	31	Rudder and trim control
T	42 g	32	Pilot pedal assembly
T	42 g	33	Rudder controls at frame 7
T	42 g	34	Rudder controls at frame 60
T	42 g	35	Rudder controls at frame 60 and 69
T	42 g	36	Rudder servo actuator installation (schematic)
T	42 g	37	Rudder servo actuator and load feel
T	42 g	38	Rudder load feel mechanism
T	42 g	39	Rudder load feel mechanism details.
T	42 g	40	Load feel jack hydraulic system
T	42 g	41	Load feel system at frame 65
T	42 g	42	Load feel pressure reducing valve
T	42 g	43	Load feel control valve linkage
T	42 g	44	Load feel indicators
T	42 g	45	Rudder trim control
T	42 g	46	Rudder trim cable tension compensator
T	42 g	47	Elevator control linkage
T	42 g	48	Elevator and trim control linkage
T	42 g	49	Control column
	42 g	50	Elevator controls at frame 7
	42 g		Elevator controls at frame 60
T	42 g	52	Elevator controls at frame 60 and 69
T	42 g	53	Elevator servo actuator and load feel simulator
	42 g		Stall corrector actuator electric schematic
	42 g	55	Elevator trim controls
T	42 g	56	Elevator trim cable tension compensator

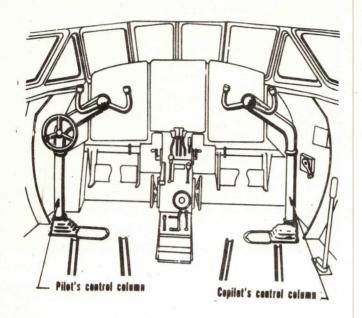


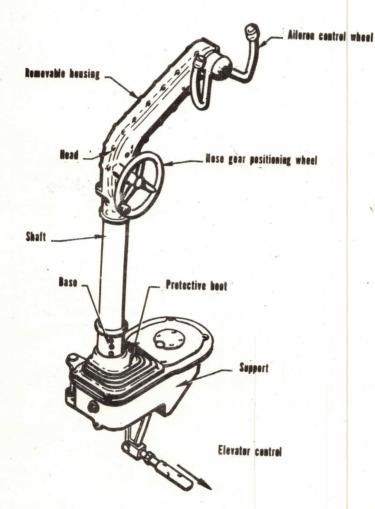
TECHNICAL SCHOOL NOTES

Secondary controls

T	42 g	57	Wing flap system diagram
T	42 g	58	Flap operation sequence
T	42 g	59	Hydraulic motor (retracting operation)
T	42 g	60	Spring rod
T	42 g	61	Flap selector control in cockpit
T	42 g	62	Flap control group
T	42 g	63	Mechanical stop
T	42 g	64	Flap drive mechanism
T	42 g	65	Slot flaps
T	42 g	66	Flap position indication
T	42 g	67	Spoiler installation
T	42 g	68	Hydraulic circuit spoiler retracted
T	42 g	69	Spoilers hydraulic component at frame 41
T	42 g	70	Hydraulic circuit spoiler extending
T	42 g	71	Hydraulic circuit spoiler retracting
T	42 g	72	Spoiler cylinder
T	42 g	73	Spoiler control
T	42 g	74	Spoiler indicating system
T	42 g	75	Spoiler-test circuit
T	42 g	76	Speed brake installation
T	42 g	77	Speed brake selector valve control
T	42 g	78	Hydraulic circuit speed brake retracting
T	42 g	79	Hydraulic circuit speed brake extending
T	42 g	80	Speed brake - lock valve
T	42 g	81	Microswitches on speed brake
T	42 g	82	Speed brake indicating system

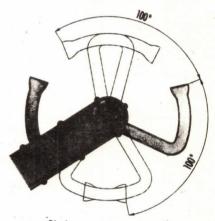




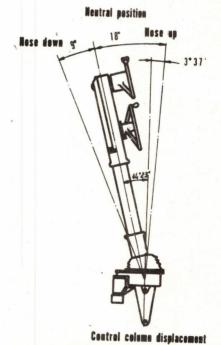


T 42 g 1 COCKPIT





Displacement of aileron wheel



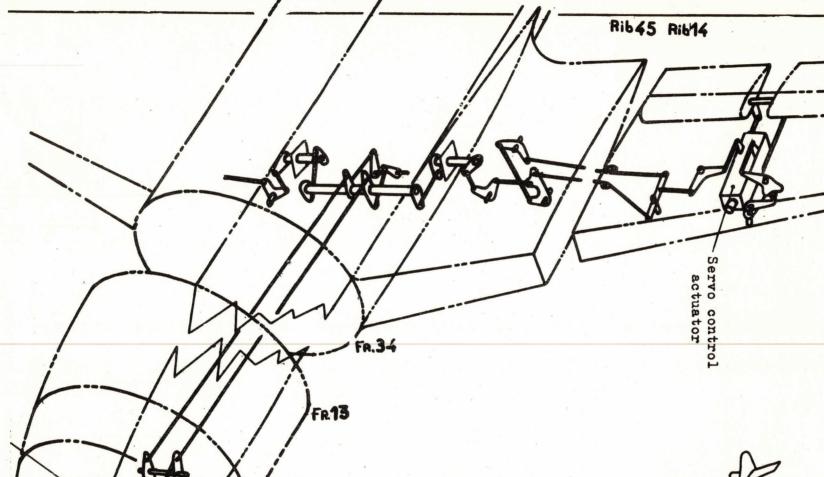
42 03

N

AILERON

CONTROL

LINKAGE



FR10





42

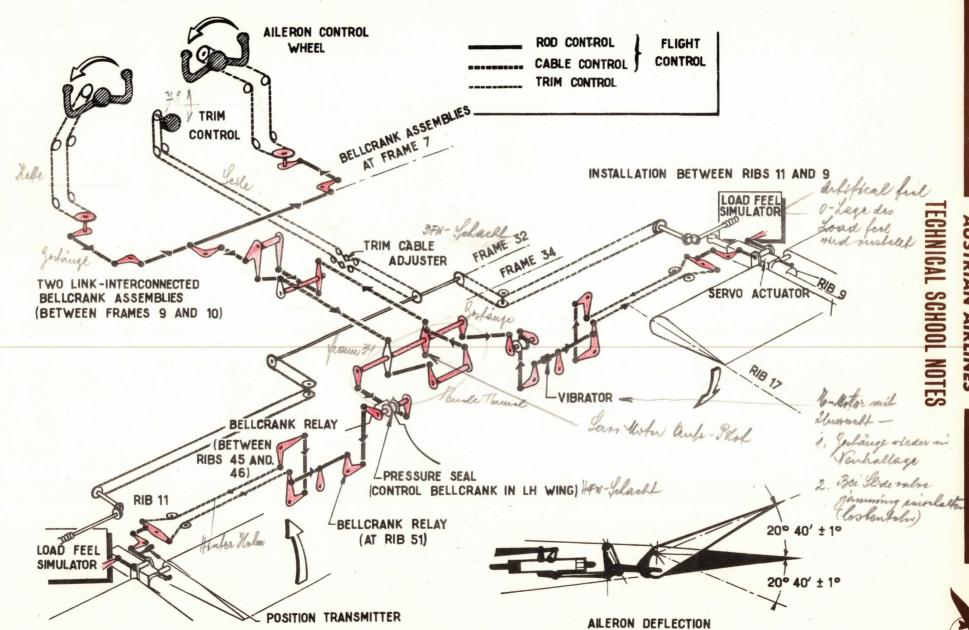
· W

AILERON

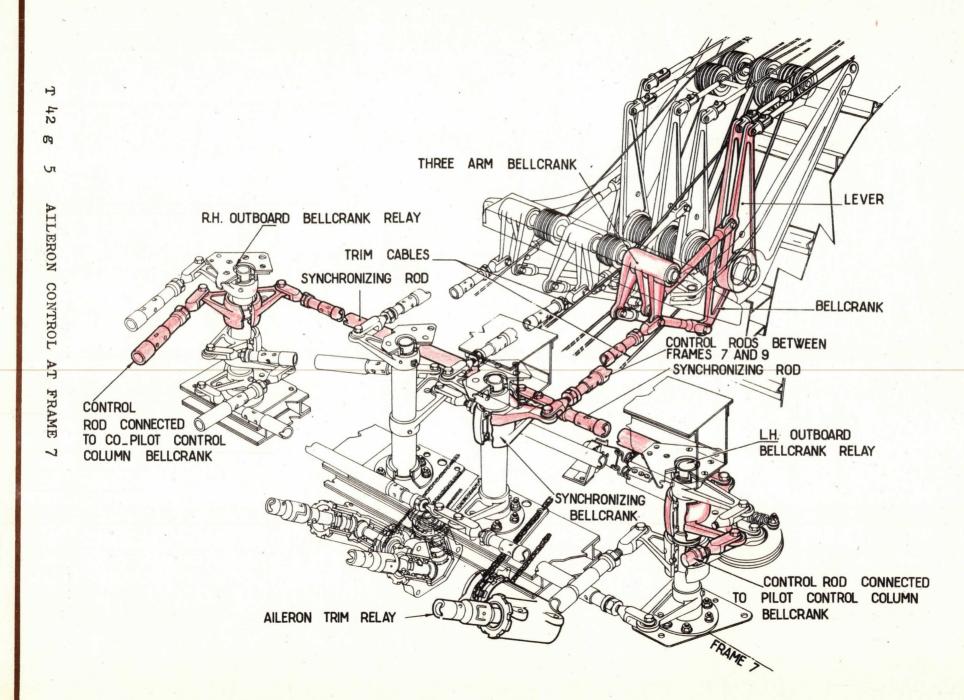
AND TRIM

CONTROL

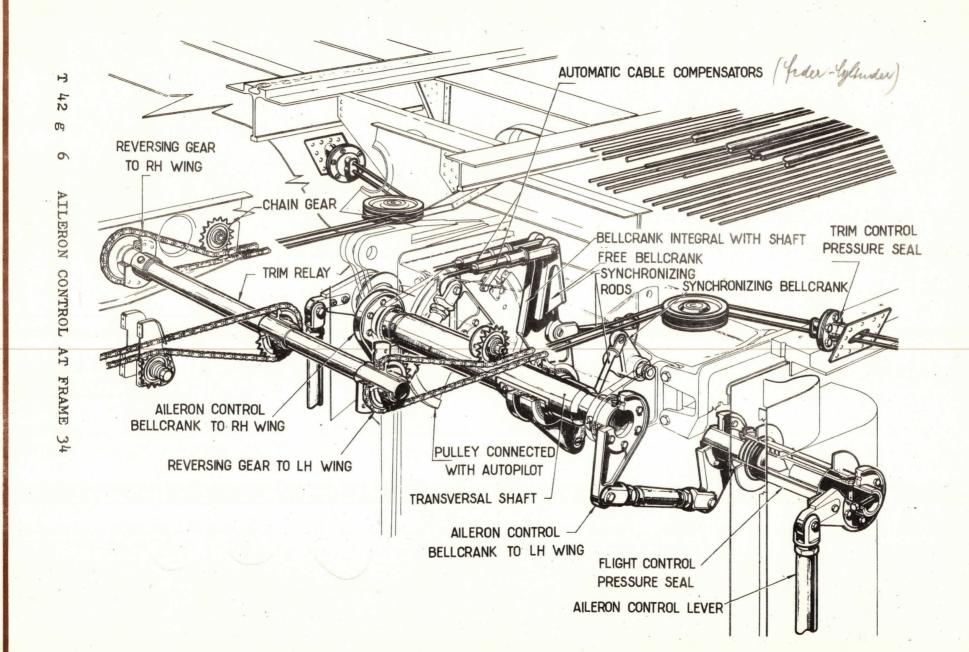
LINKAGE



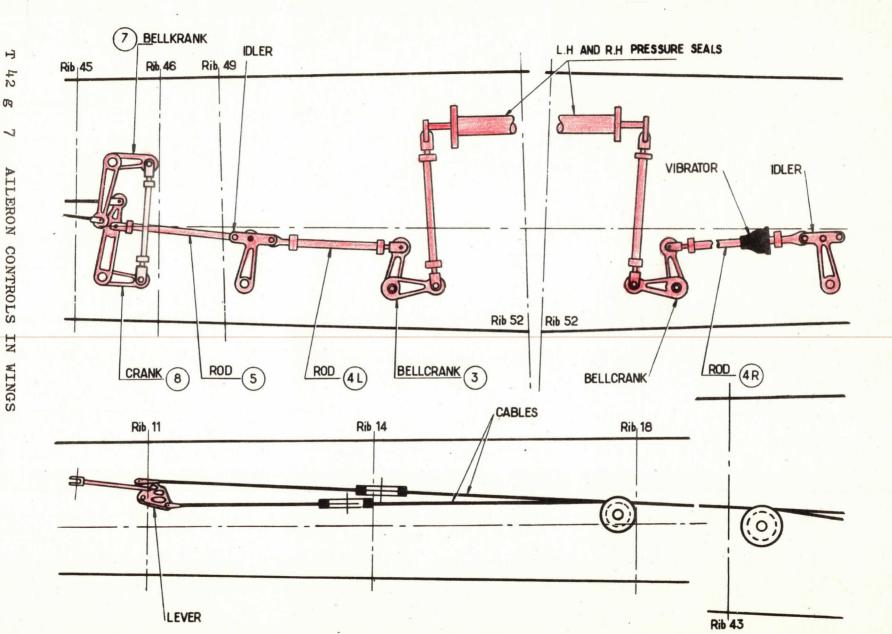




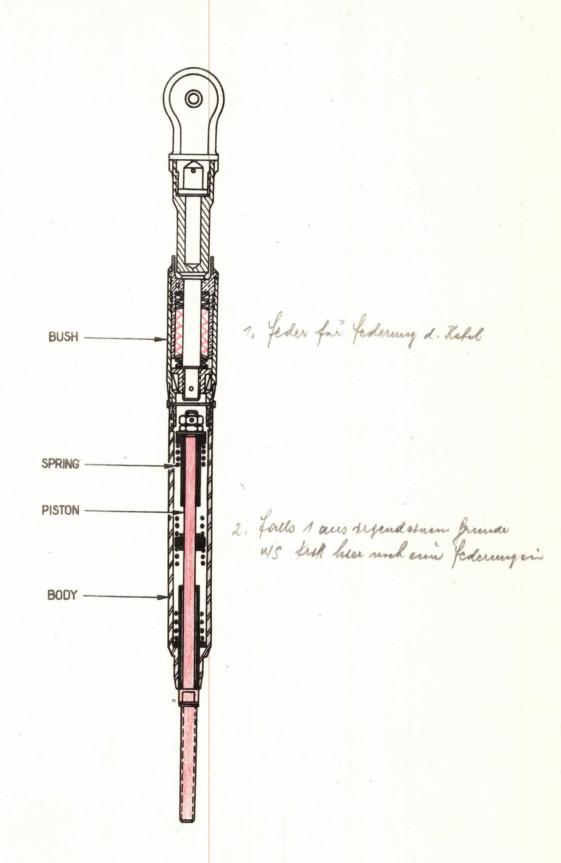










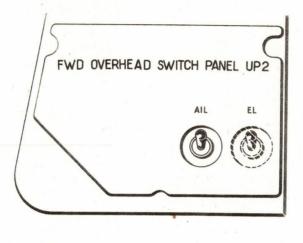


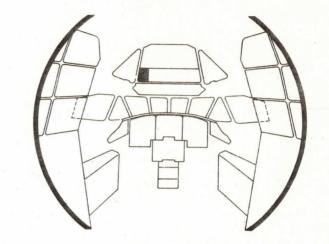
T 42 g 8 AUTOMATIC CABLE COMPENSATOR

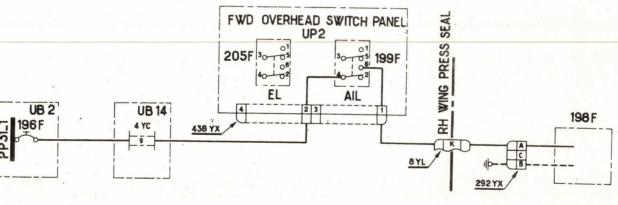
1 42 09

9

VIBRATOR CONTROL



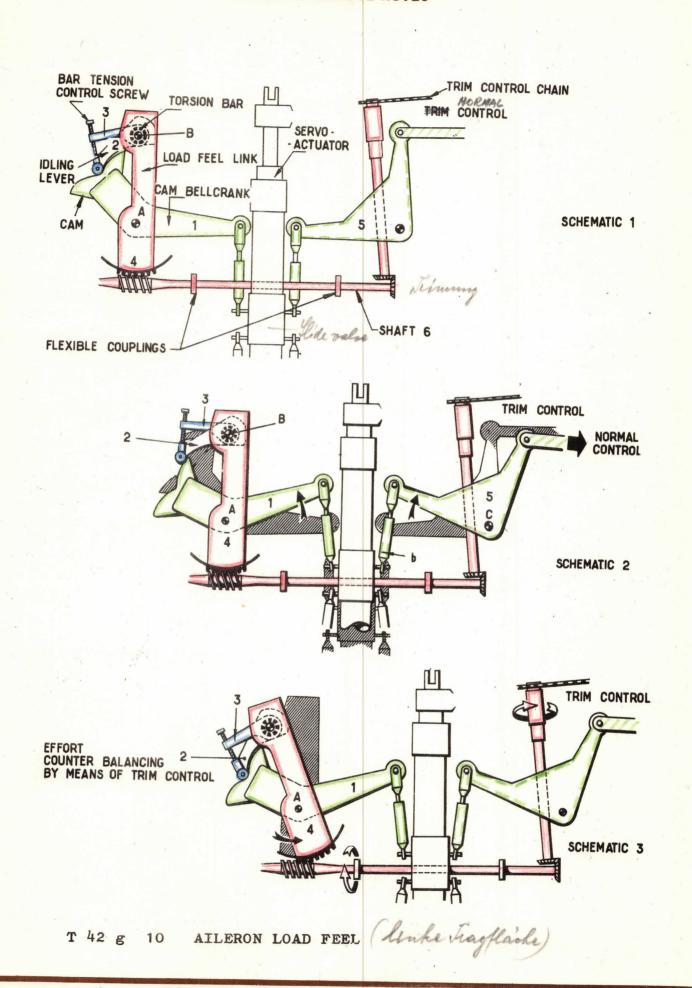




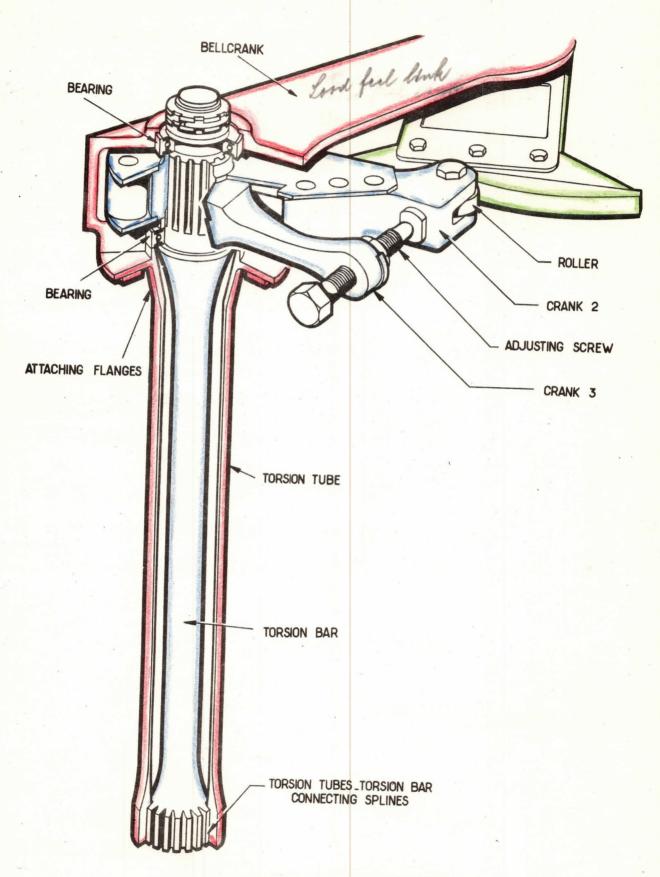




AUA



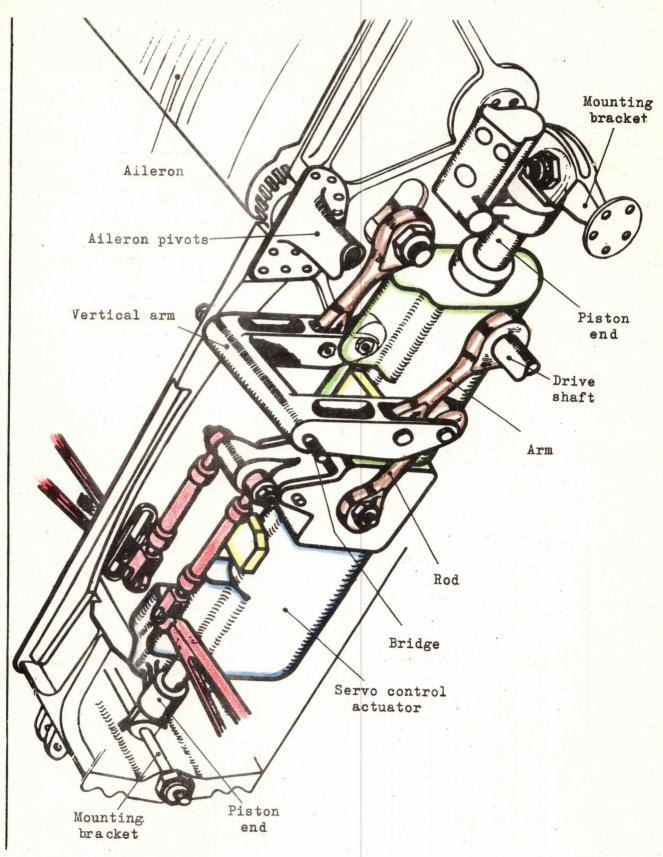




T 42 g 11 AILERON LOAD FEEL (TORSIONBAR)

AUA

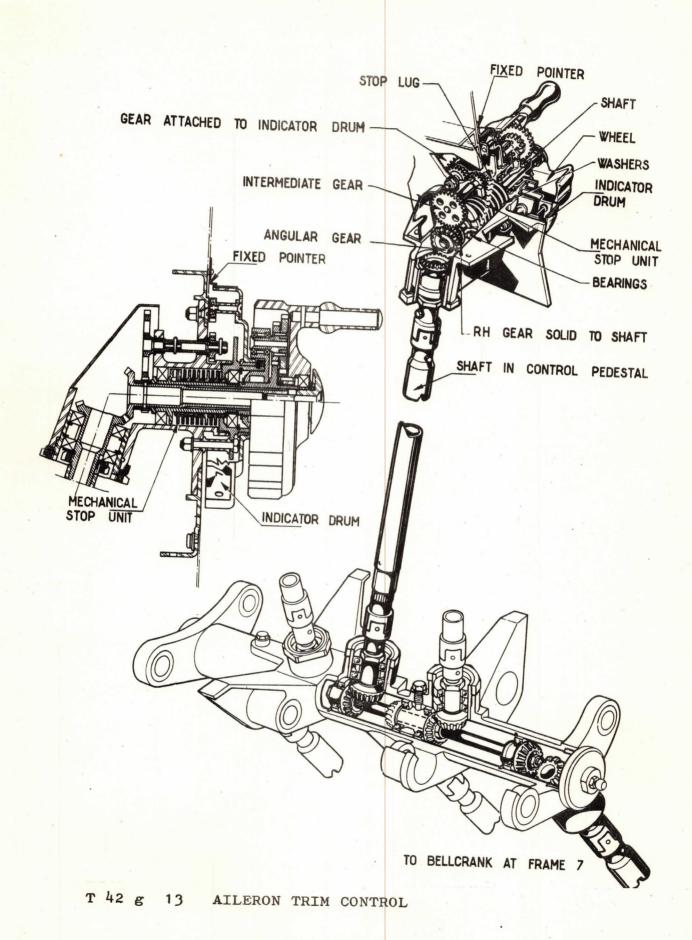
TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 g 12 AILERON SERVO CONTROL ACTUATOR

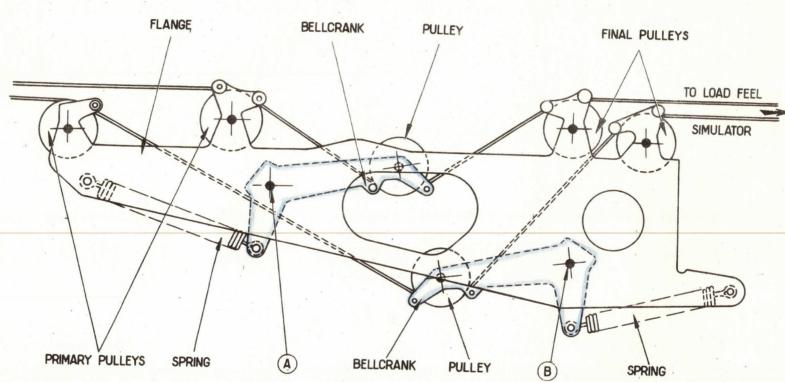
218.9





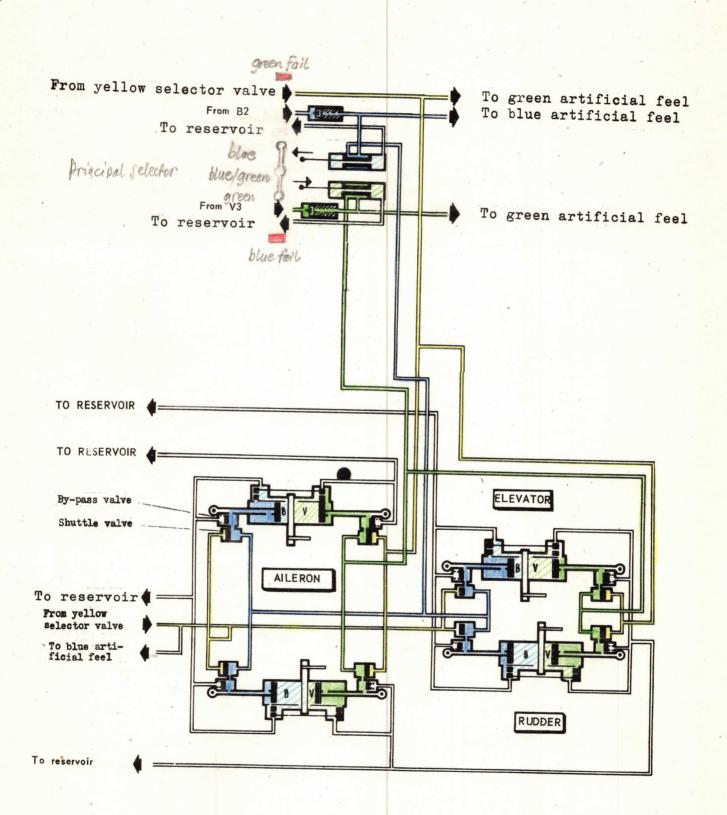
H 42 09

AILERON TRIM CABLE COMPENSATOR

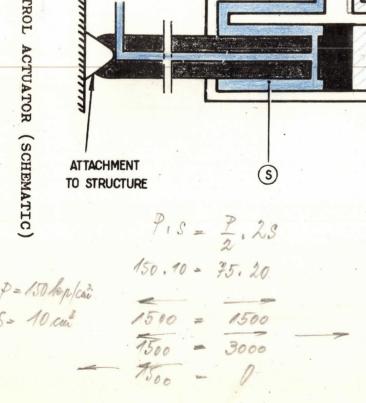


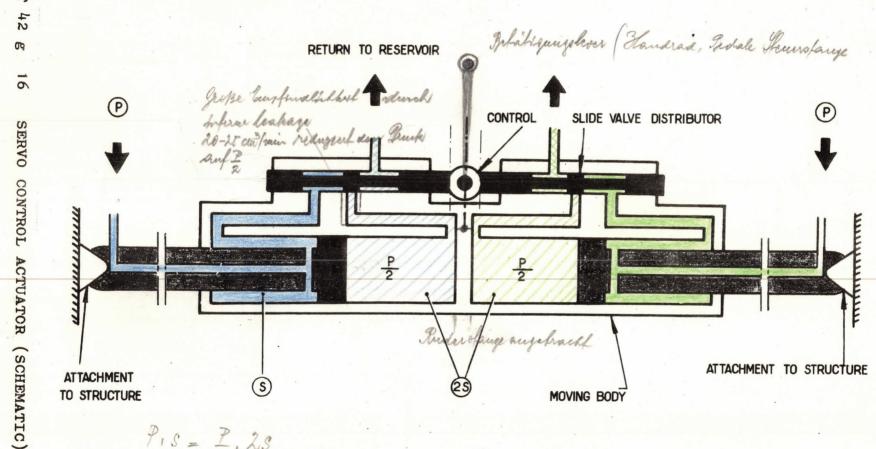


AUA



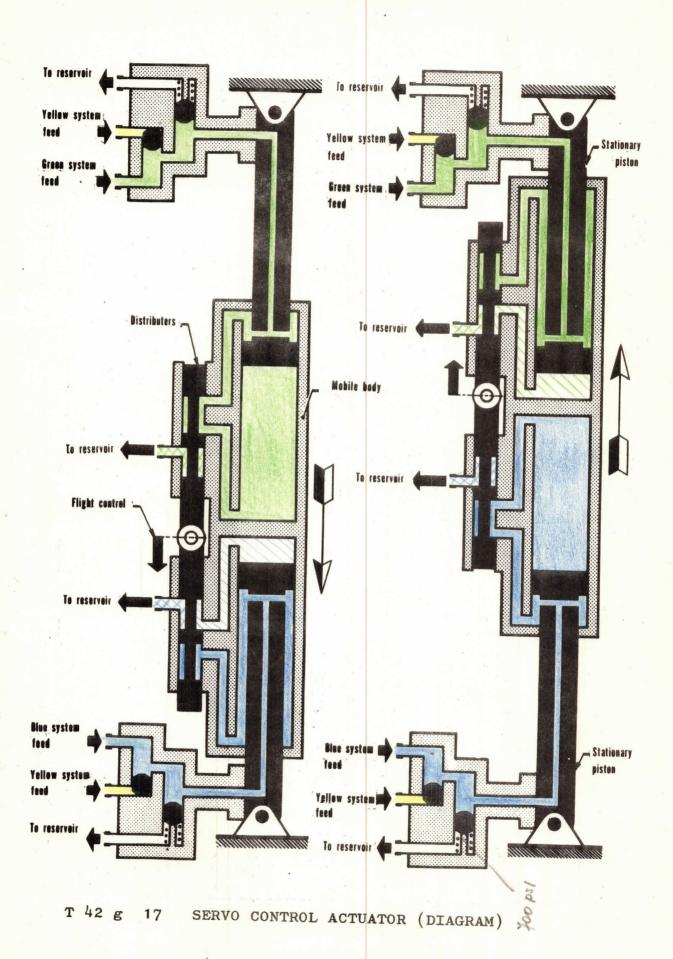
T 42 g 15 SERVO CONTROL HYDRAULIC DIAGRAM

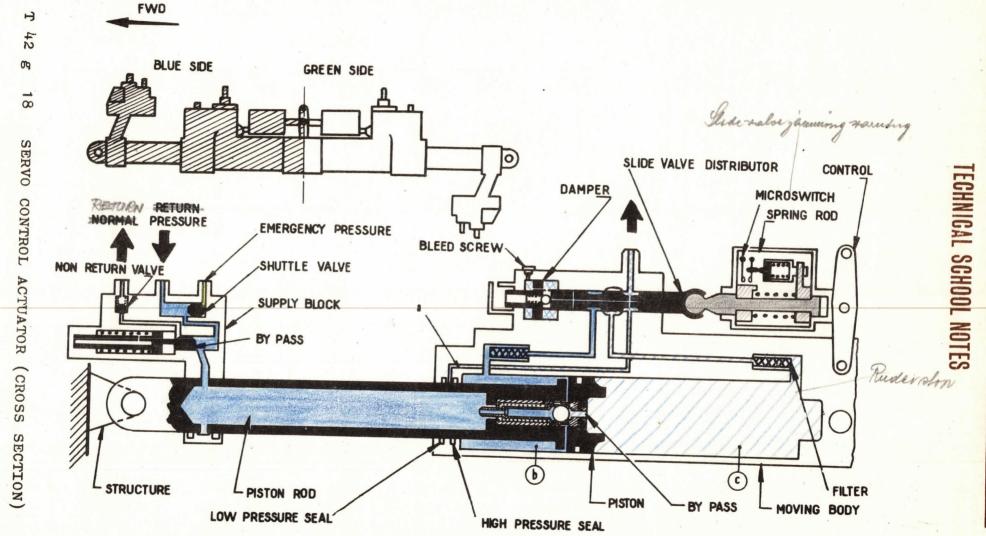




AUSTRIAN AIRLINES TECHNICAL SCHOOL NOTES



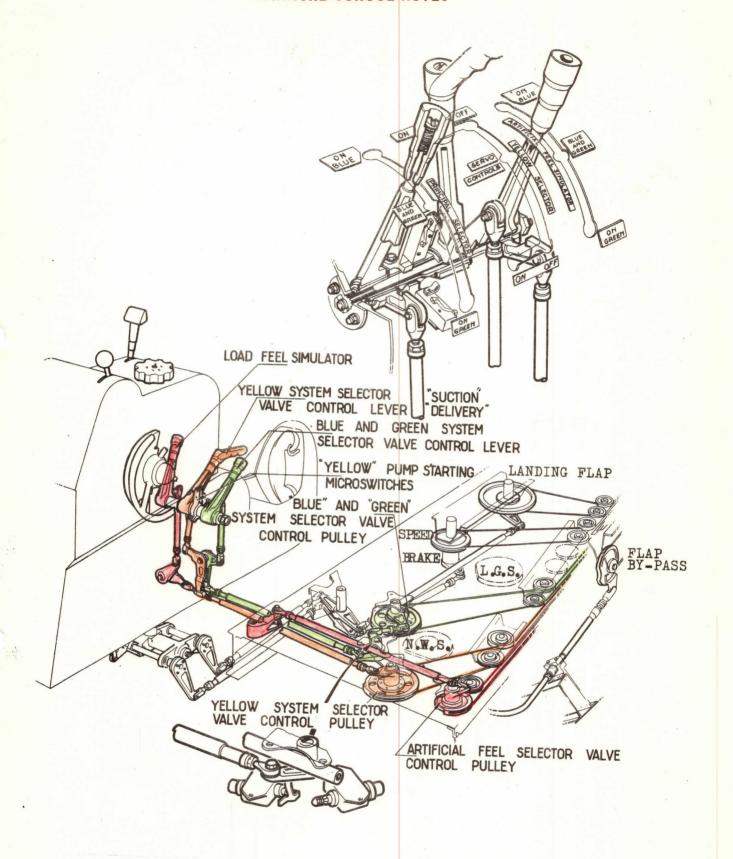






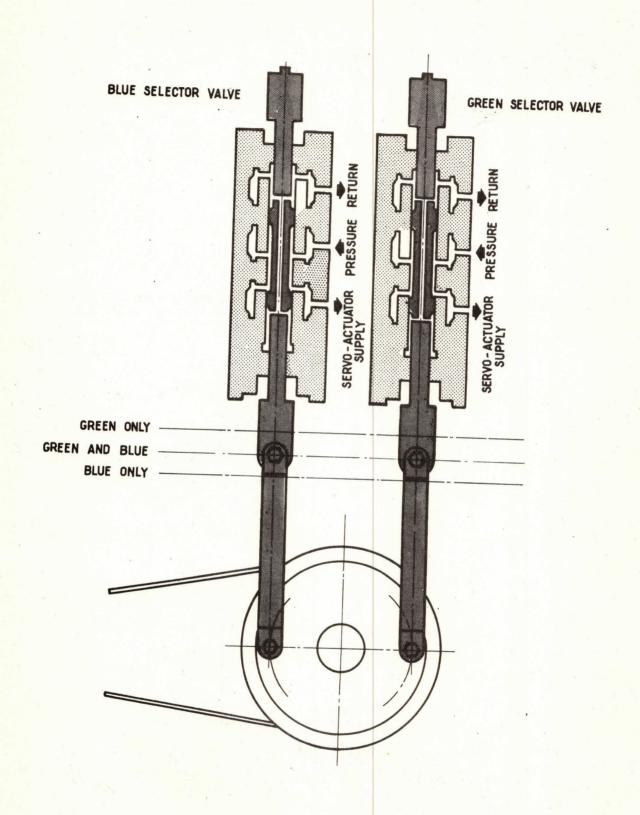






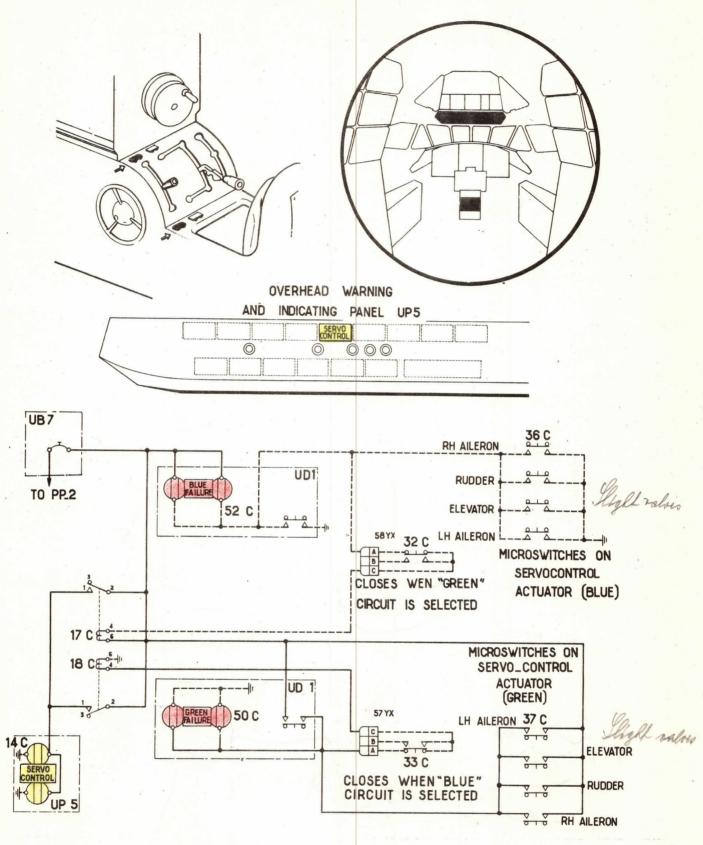
T 42 g 20 HYDRAULIC SELECTOR VALVE CONTROL ON PEDESTAL

AUA

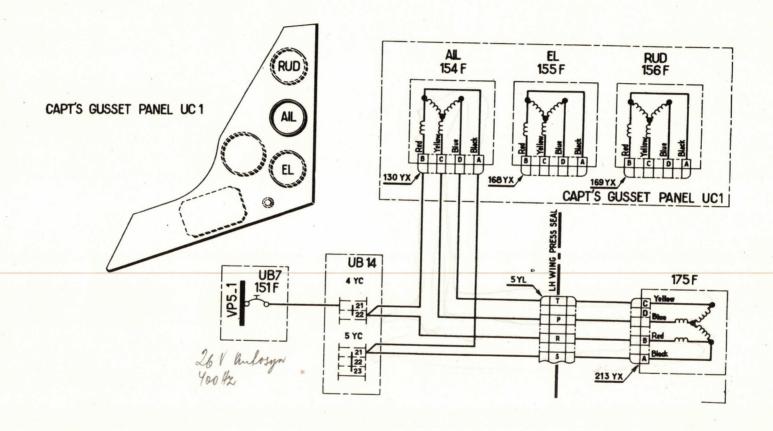


T 42 g 21 BLUE AND GREEN SERVO CONTROL SELECTOR VALVE





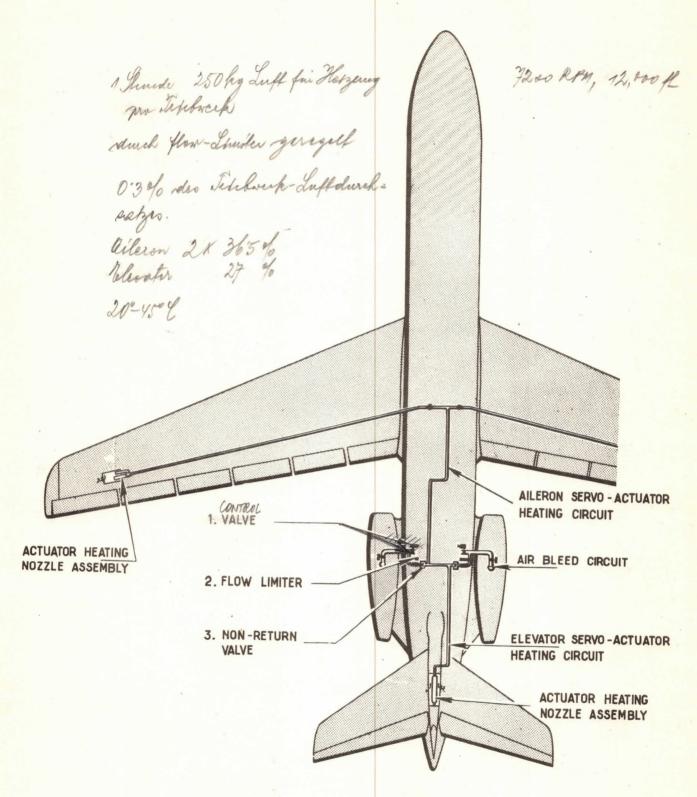
T 42 g SERVO CONTROL ACTUATOR WARNING SYSTEM 22







TECHNICAL SCHOOL NOTES

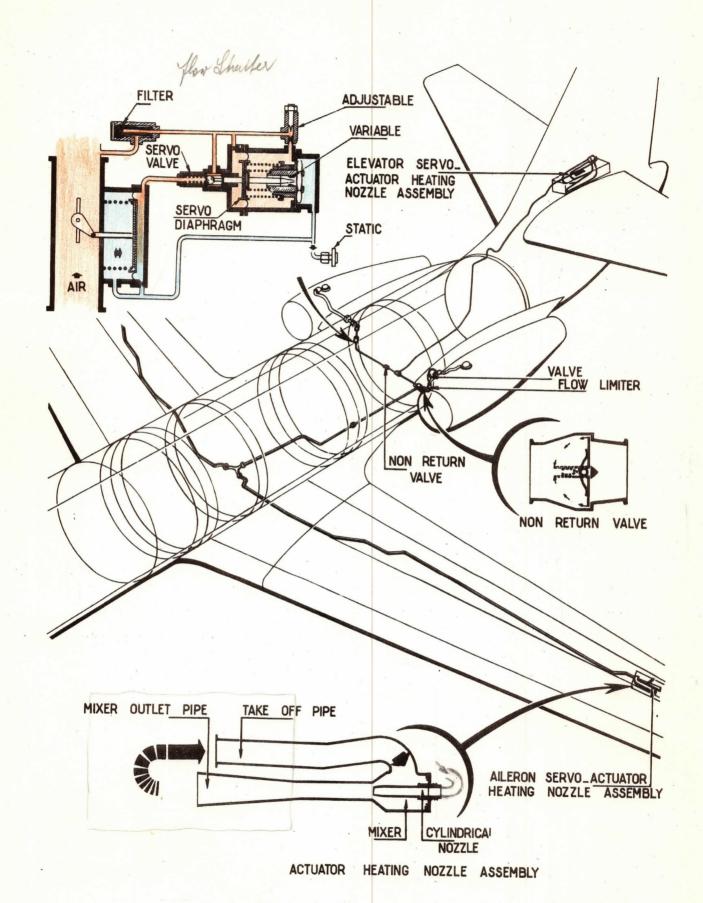


miner nur benke Anlage, vist bei Utchfanslangen vickle Anlage daren

T 42 g 24 SERVO ACTUATOR HEATING SYSTEM

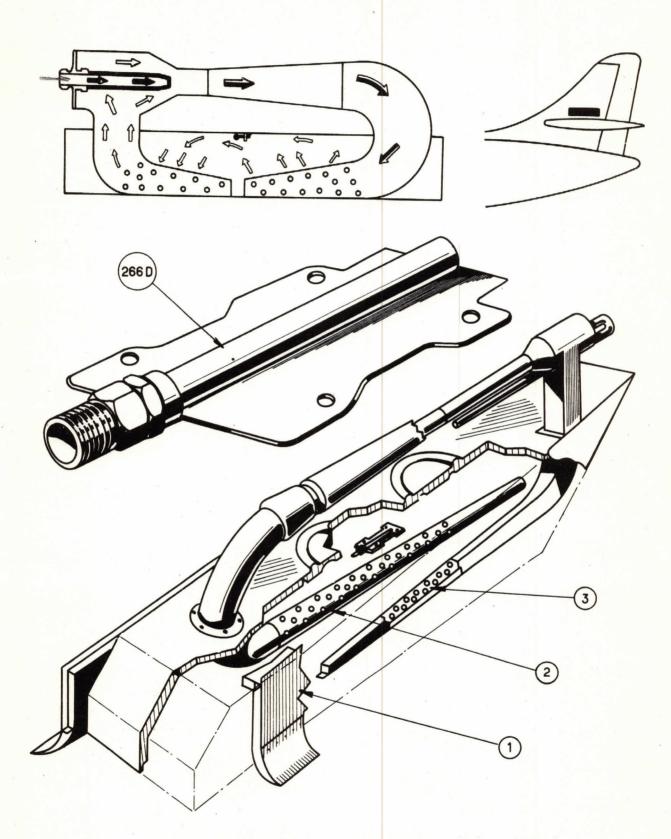
TECHNICAL SCHOOL NOTES





T 42 g 25 DETAIL OF SERVO ACTUATOR HEATING SYSTEM





T 42 g 26 ELEVATOR SERVO ACTUATOR HEATING SYSTEM

AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES

INDICATION

a_THERMAL REGULATION PROBE 53 D RH WING 266 D ELEVATOR

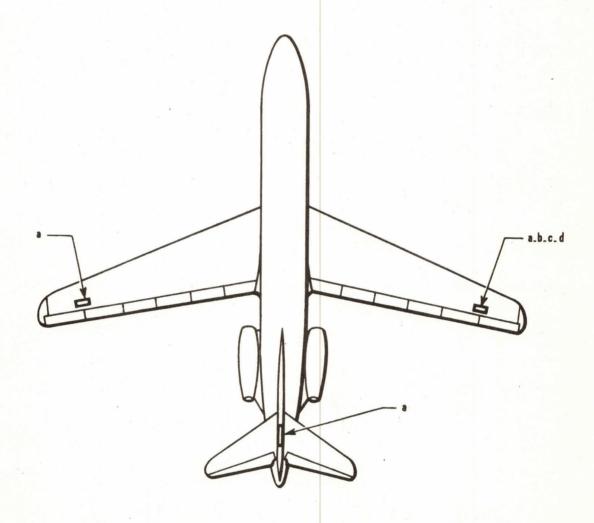
267 D LH WING

b_MIN. TEMPERATURE REGULATION PROBES 95 D

c_MAX. TEMPERATURE REGULATION PROBES 225 D

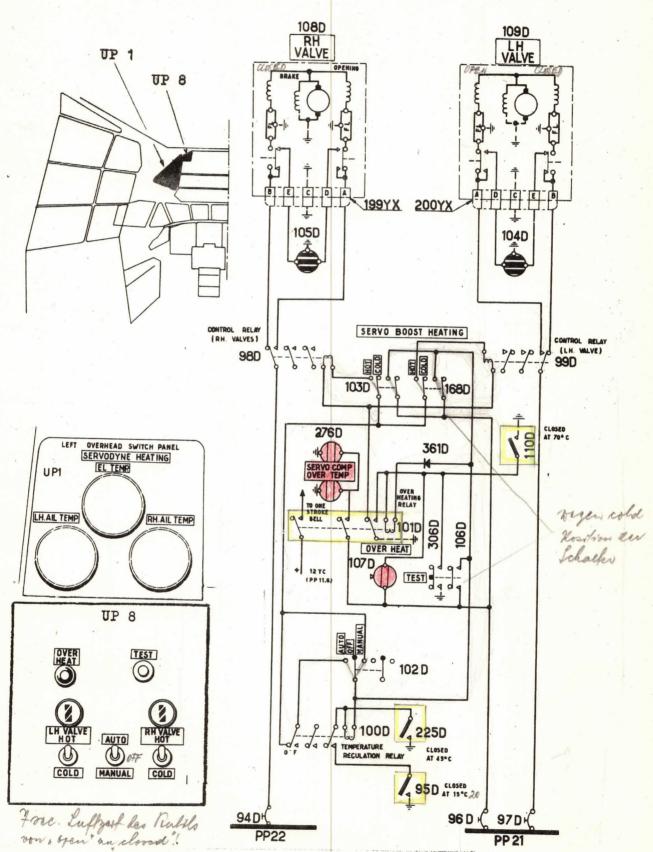
d_OVERHEAT PROBE 110 D

20° E 45° E



T 42 g 27 THERMAL PROBE INSTALLATION

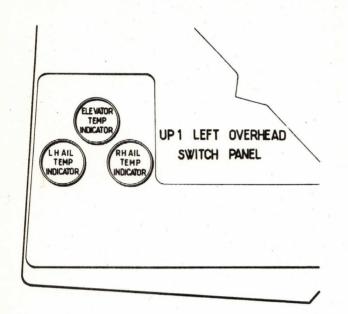


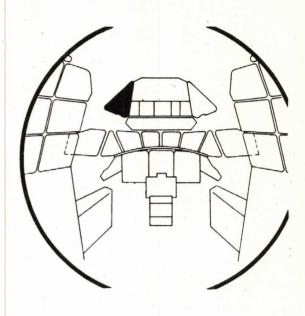


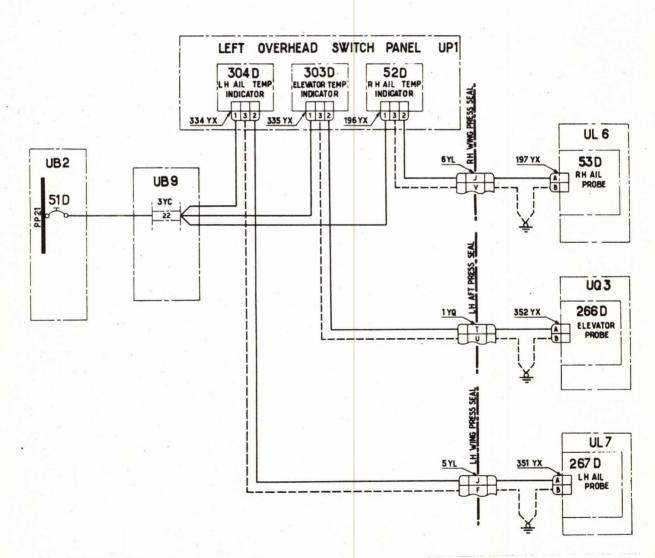
T 42 g 28 SERVO ACTUATOR HEATING SYSTEM (ELECTRICAL CIRCUIT)



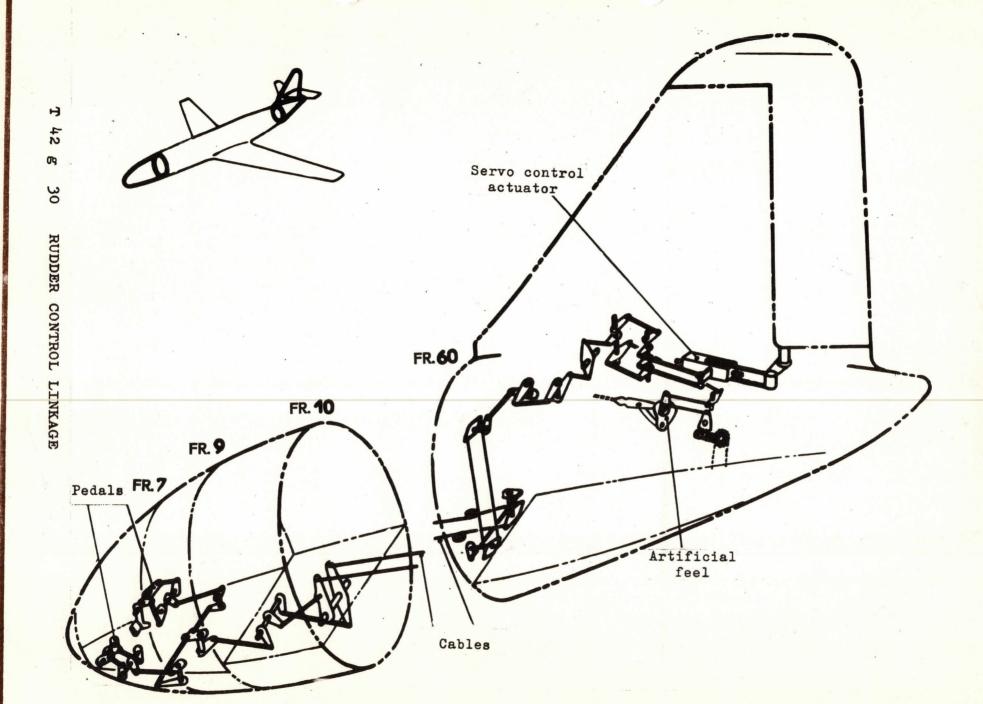
TECHNICAL SCHOOL NOTES



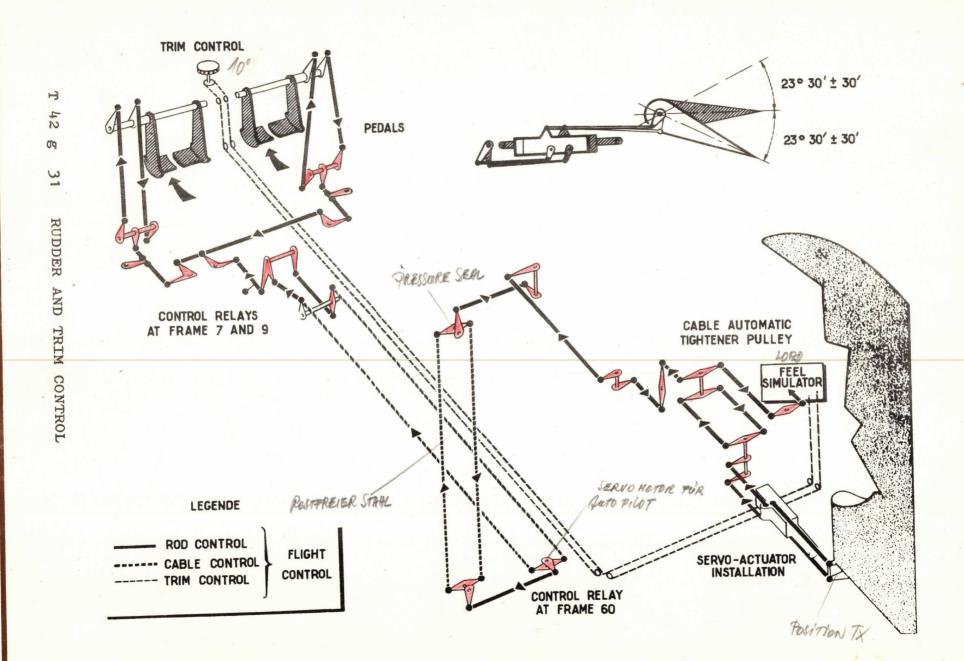




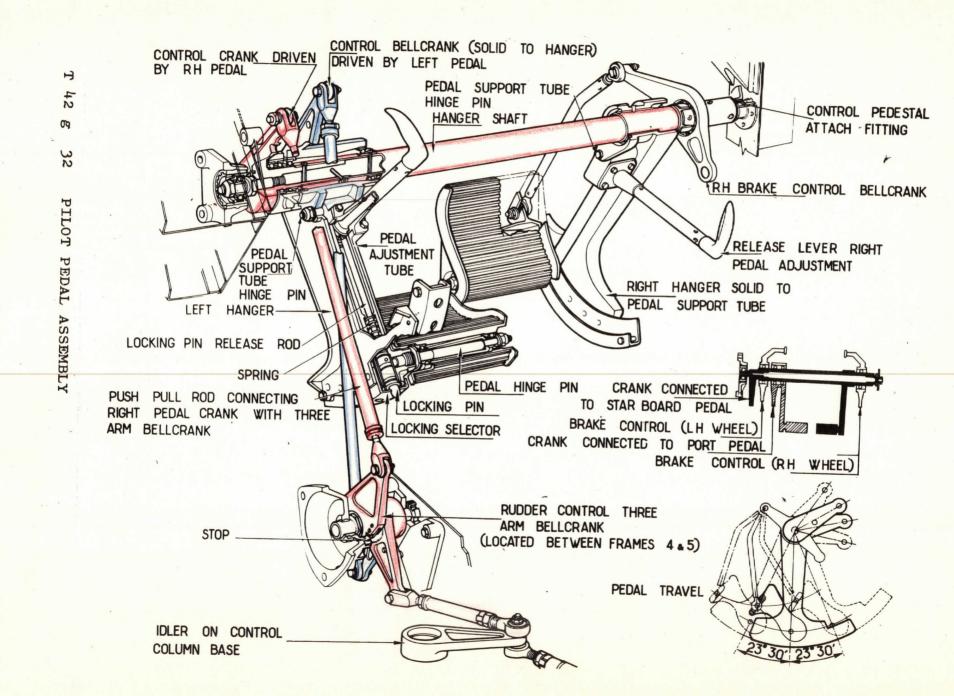
T 42 g 29 SERVO ACTUATOR TEMPERATURE PROBE



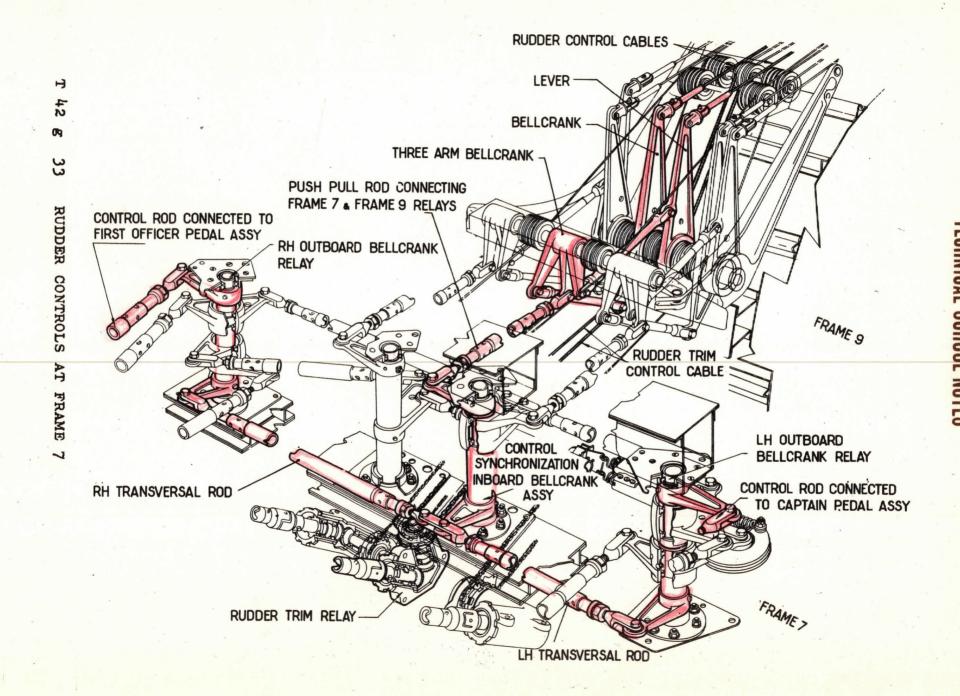




AUA



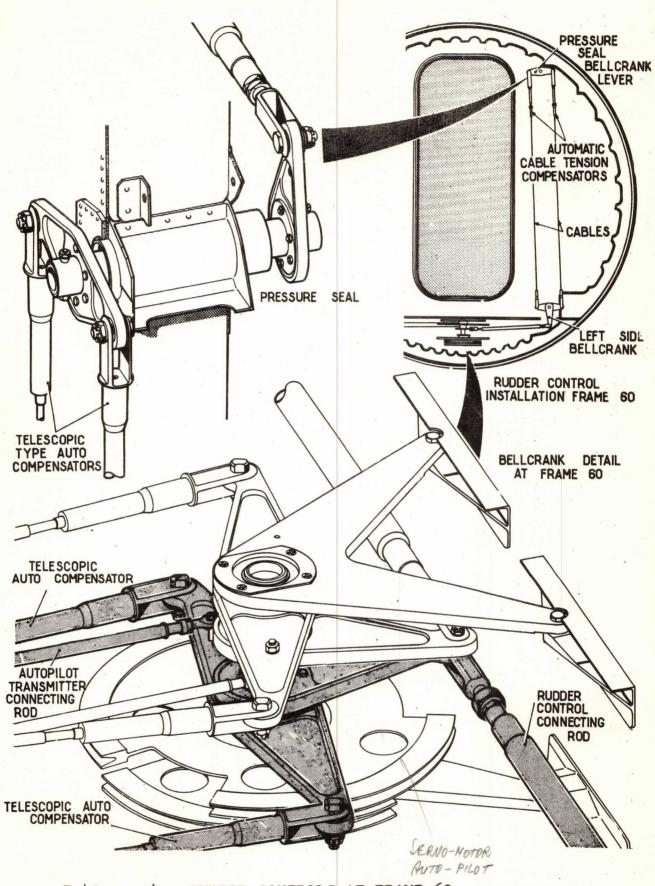








TECHNICAL SCHOOL NOTES



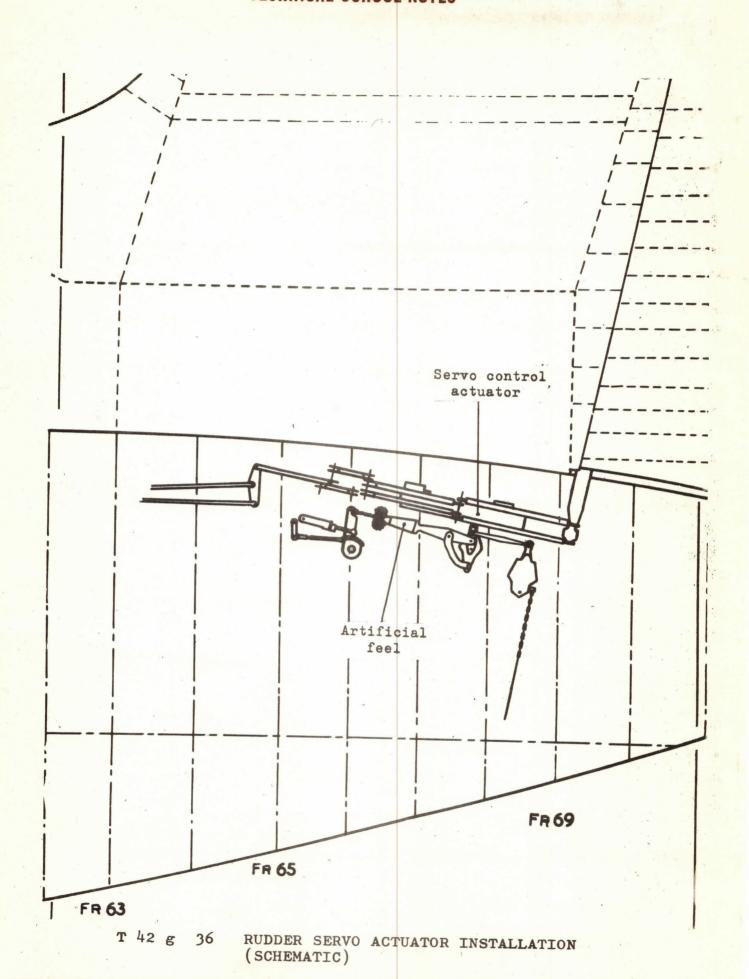
T 42 g 34 RUDDER CONTROLS AT FRAME 60

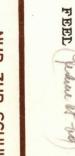
H

LOAD FEEL STIRRUP CRANK



AUA





RUDDER

SERVO

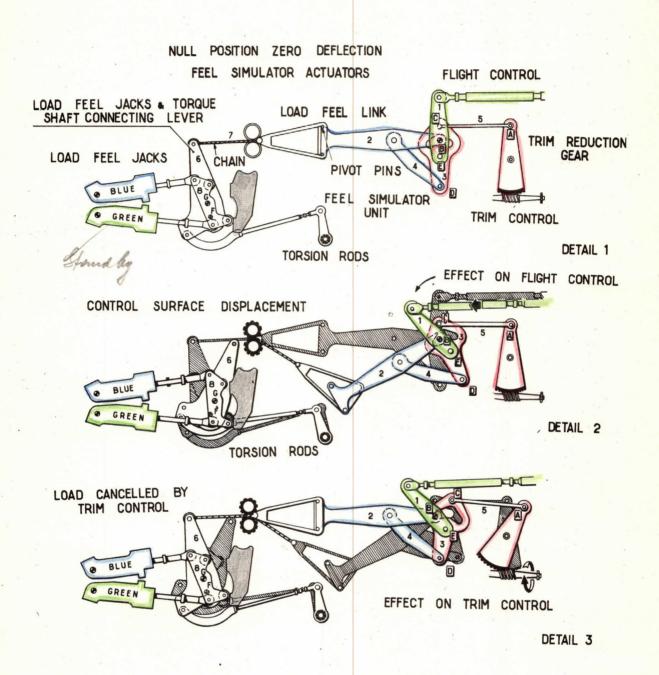
ACTUATOR

AND

LOAD



TECHNICAL SCHOOL NOTES



B- Structure-Irrhymps F- Structur-Irrhymps

T 42 g 38 RUDDER LOAD FEEL MECHANISM

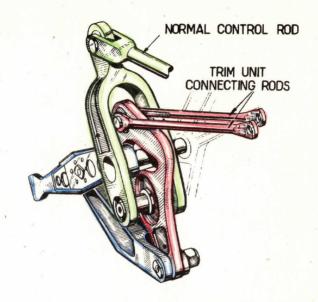
H 42

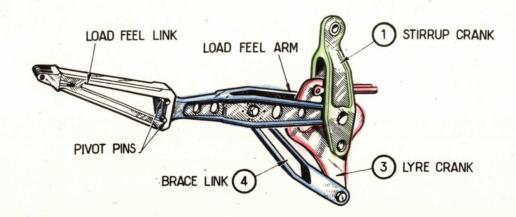
03

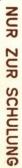
39

RUDDER LOAD FEEL

MECHANISM DETAILS



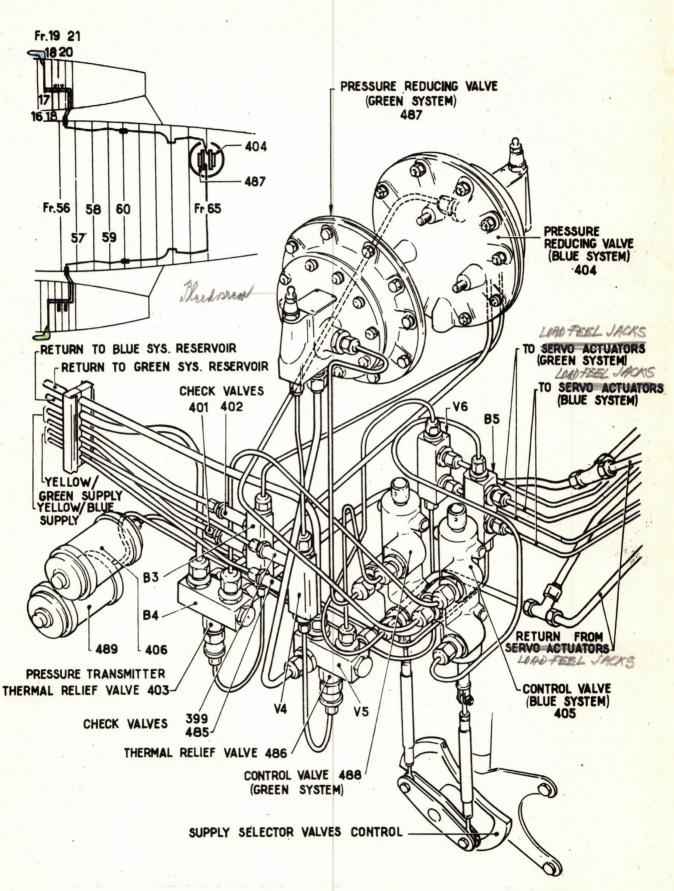






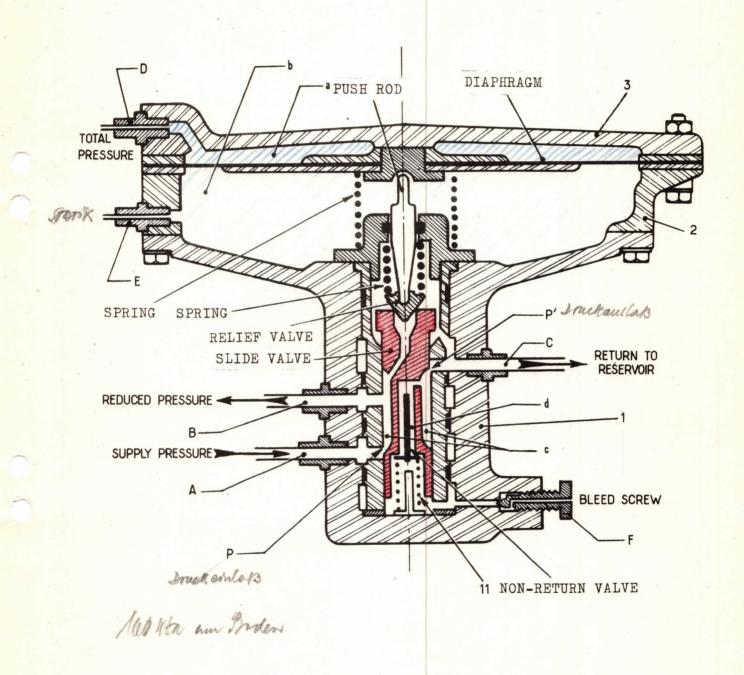
AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



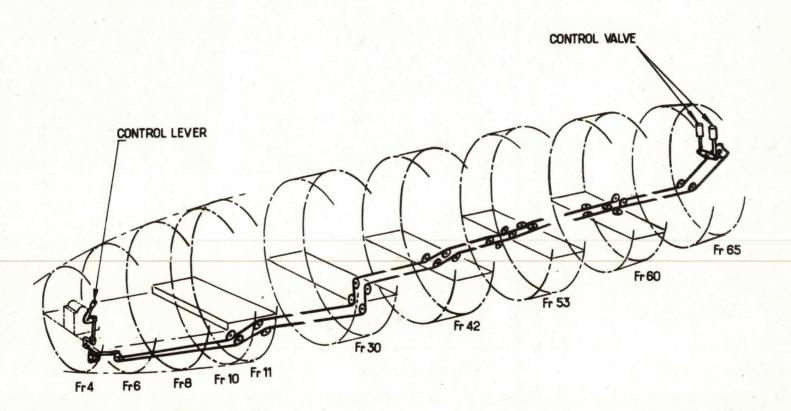
T 42 g 41 LOAD FEEL SYSTEM AT FRAME 65





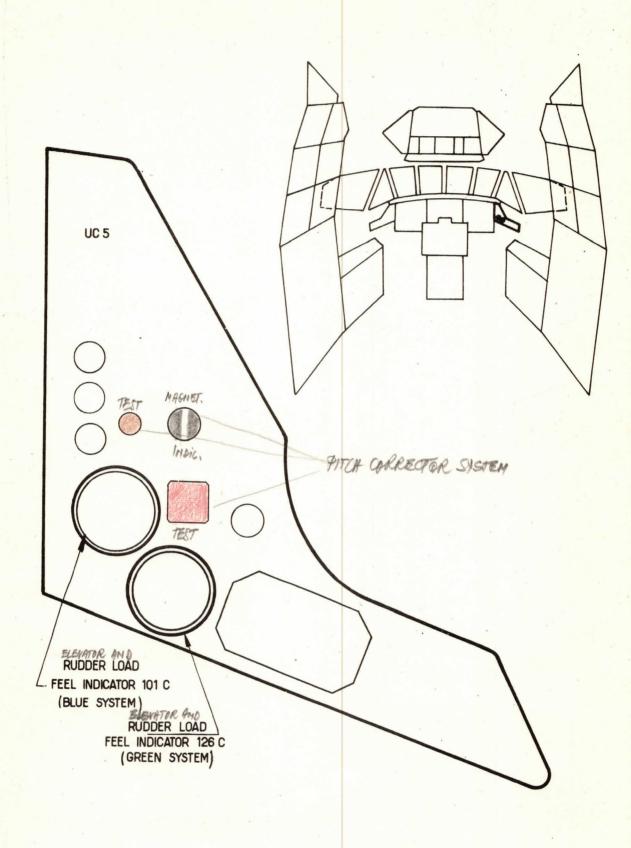
T 42 g 42 LOAD FEEL PRESSURE REDUCING VALVE

H



NUR ZUR SCHULUNG

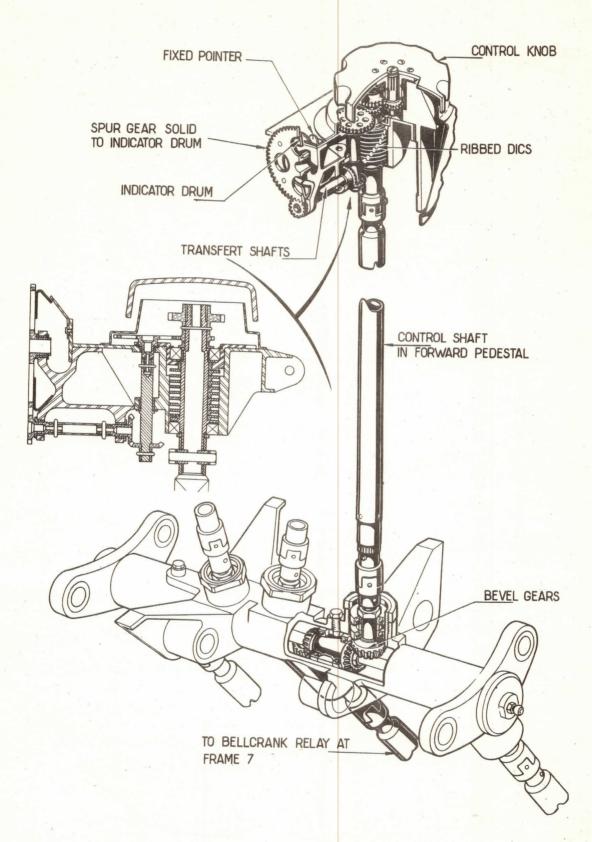




T 42 g 44 LOAD FEEL INDICATORS

AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES

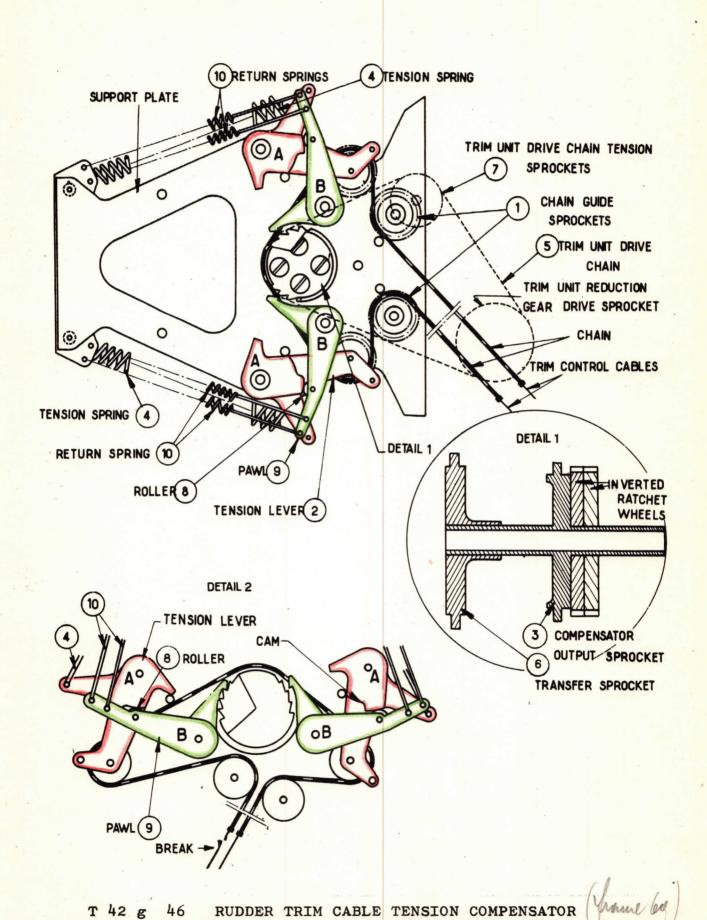


T 42 g 45 RUDDER TRIM CONTROL



AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



AUA 301

Servo control actuator T 42 OB 47 ELEVATOR CONTROL FR60 Control FR 10 columns LINKAGE FR9 FRT Artificial feel

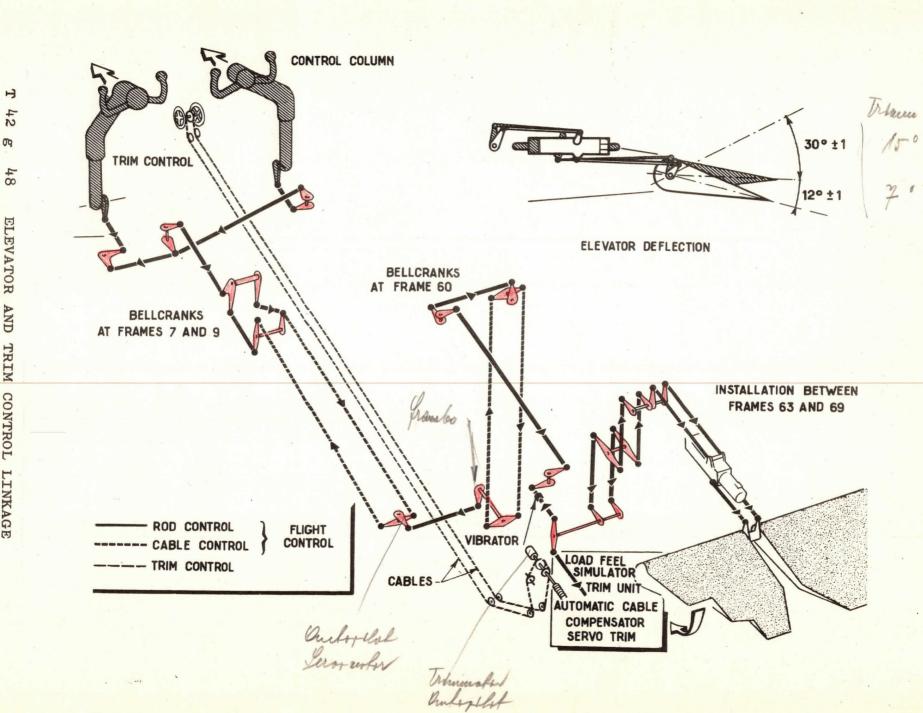


00

ELEVATOR AND

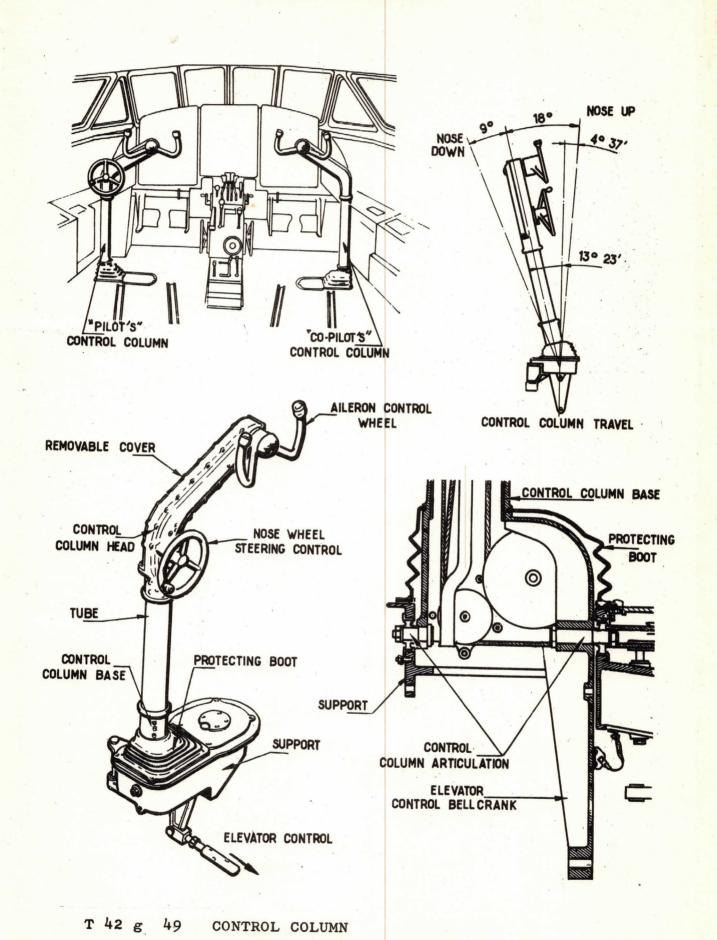
TRIM

CONTROL LINKAGE



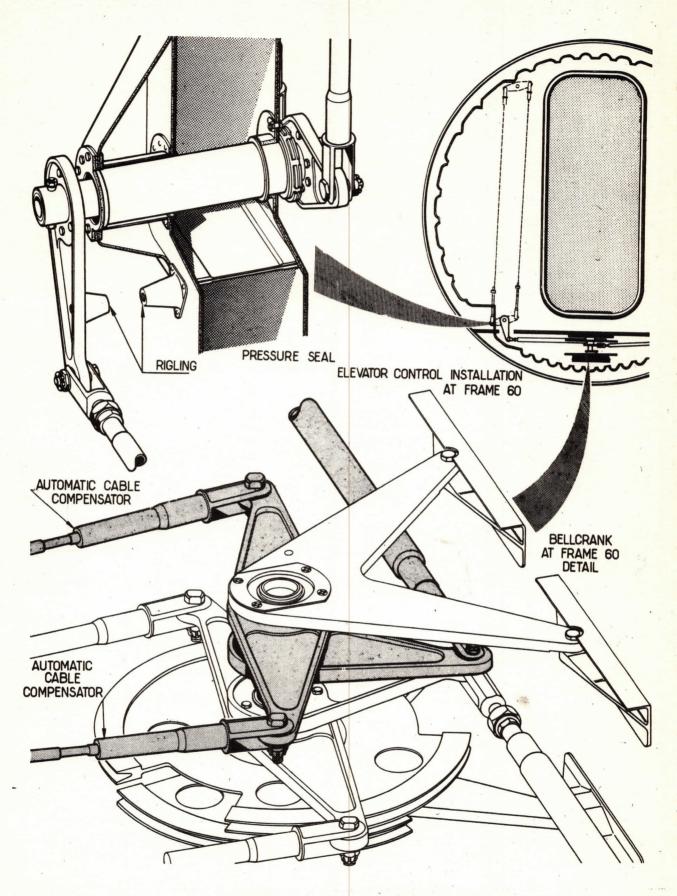


AUA

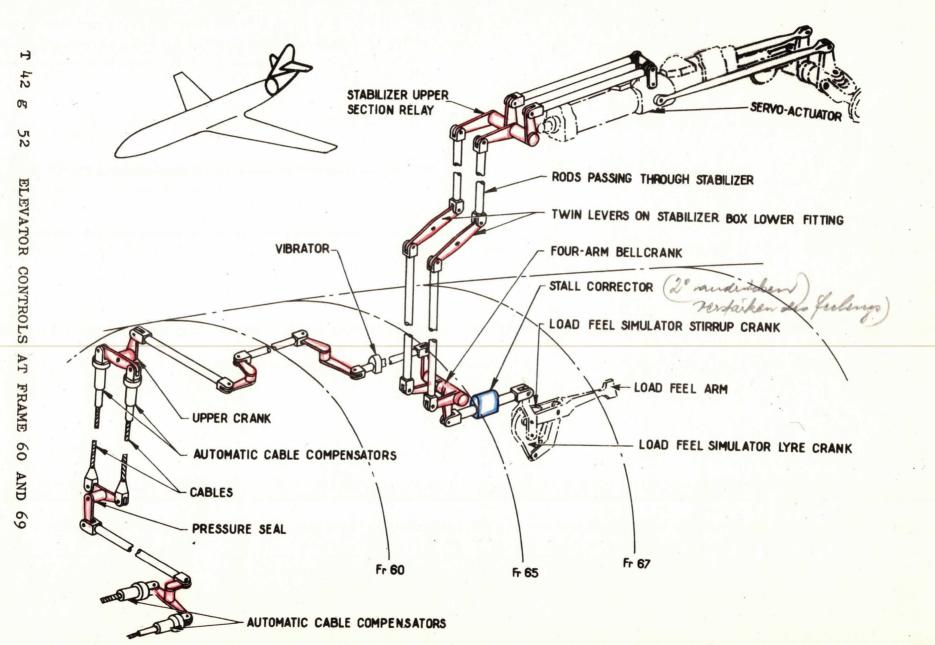




AUA



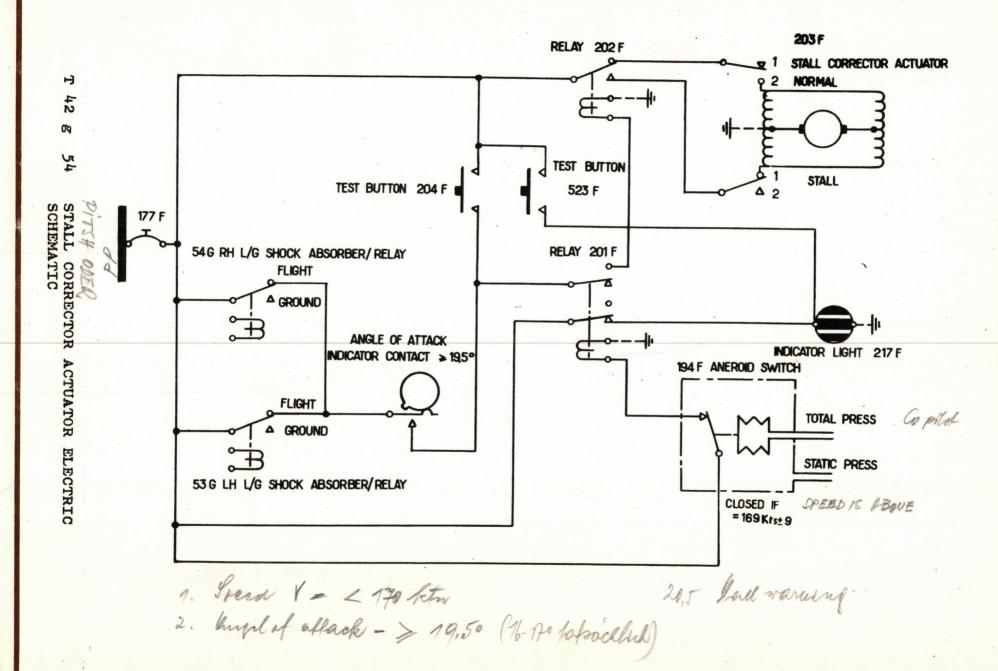
T 42 g 51 ELEVATOR CONTROLS AT FRAME 60





TRIM CONTROL

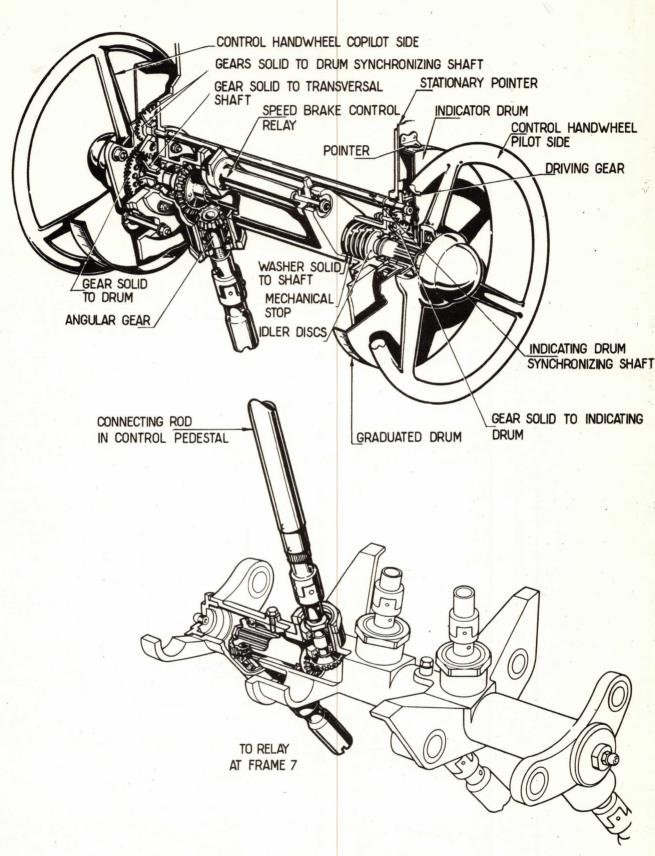




(VOI)



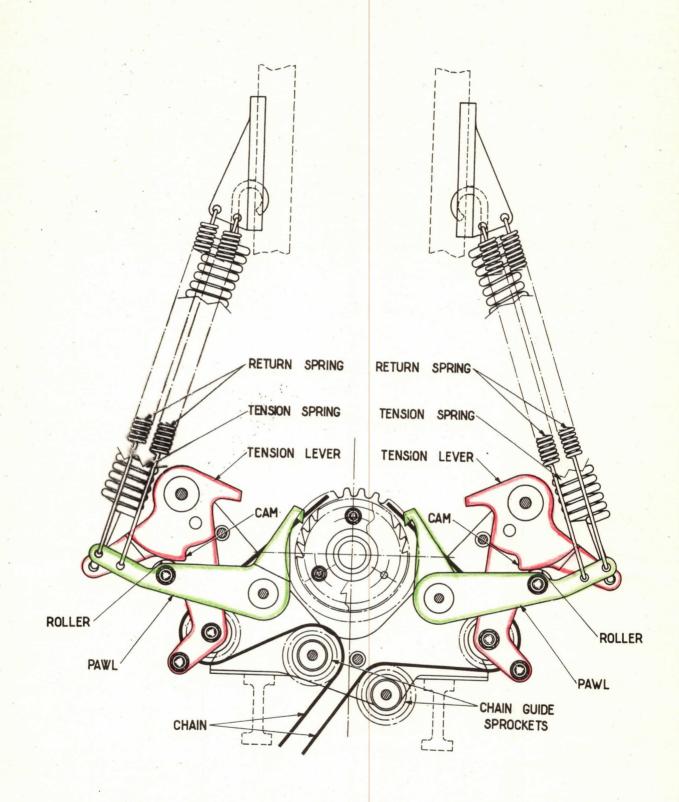
TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 g 55 ELEVATOR TRIM CONTROLS

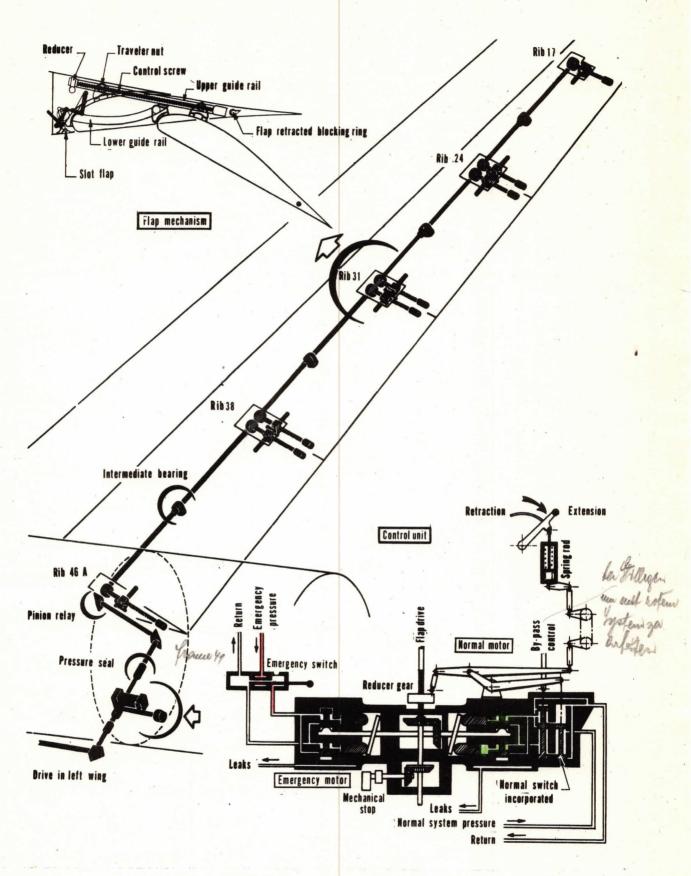
5/150

AUA



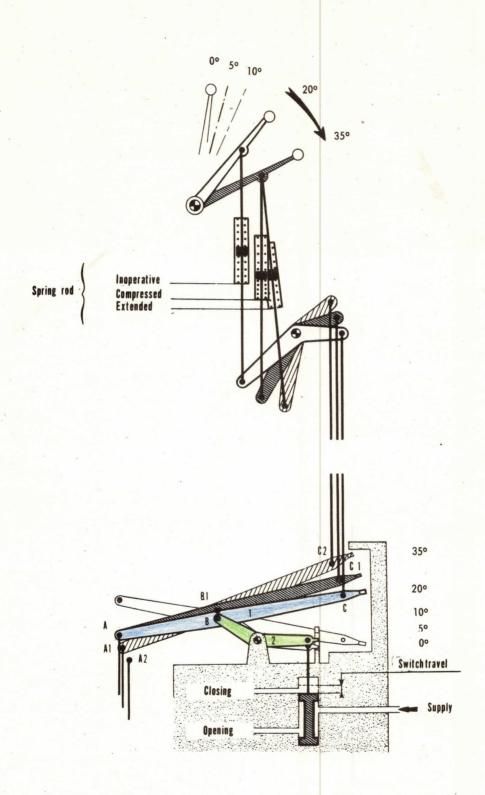
T 42 g 56 ELEVATOR TRIM CABLE TENSION COMPENSATOR



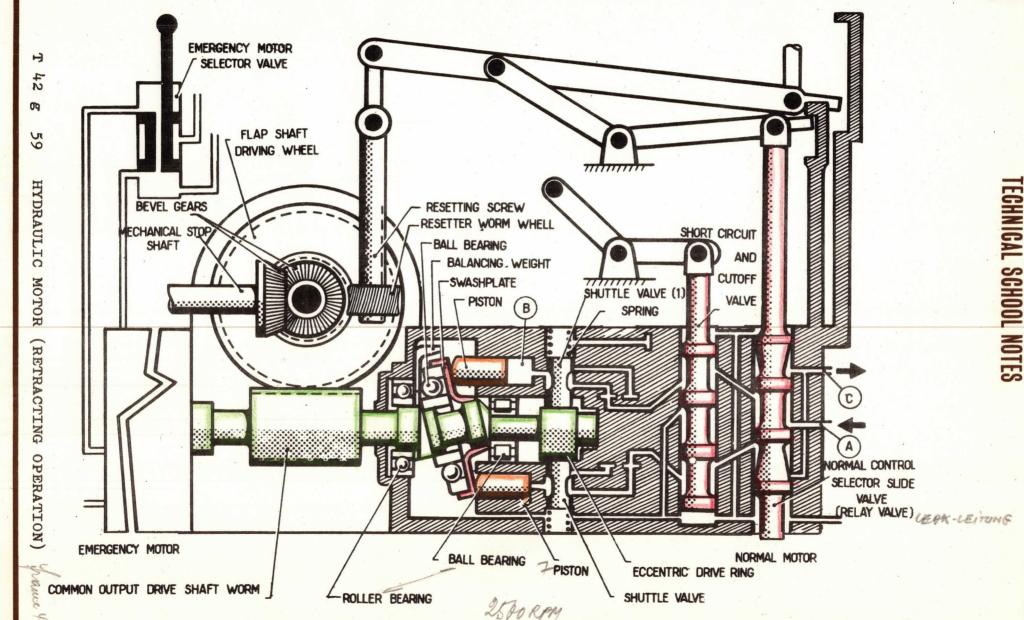


T 42 g 57 WING FLAP SYSTEM DIAGRAM

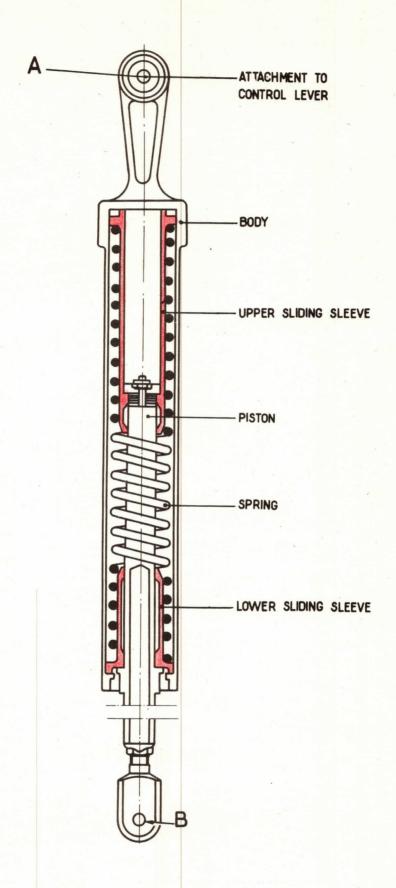
AUA



T 42 g 58 FLAP OPERATION SEQUENCE

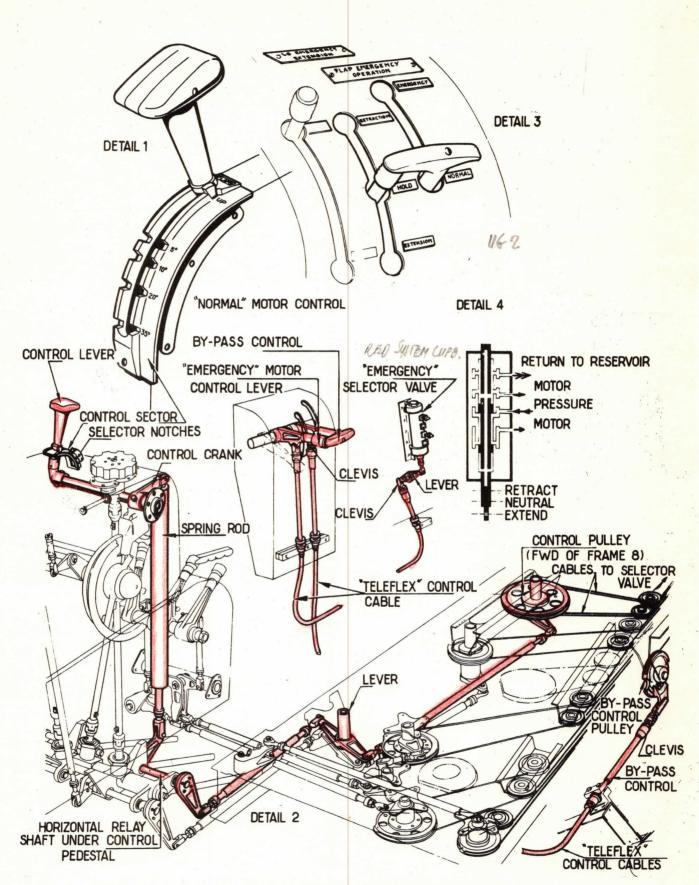






T 42 g 60 SPRING ROD

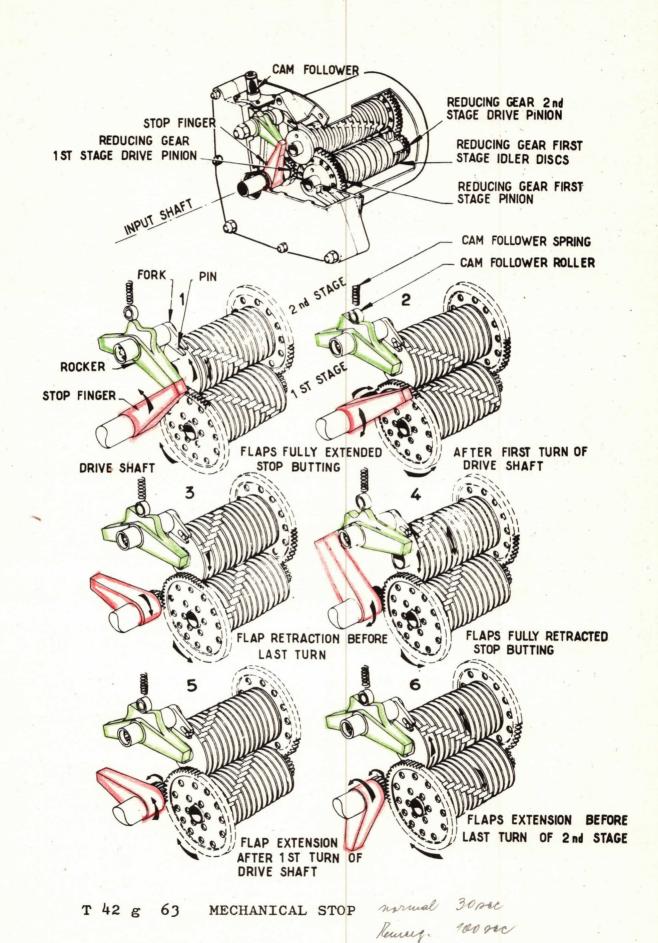


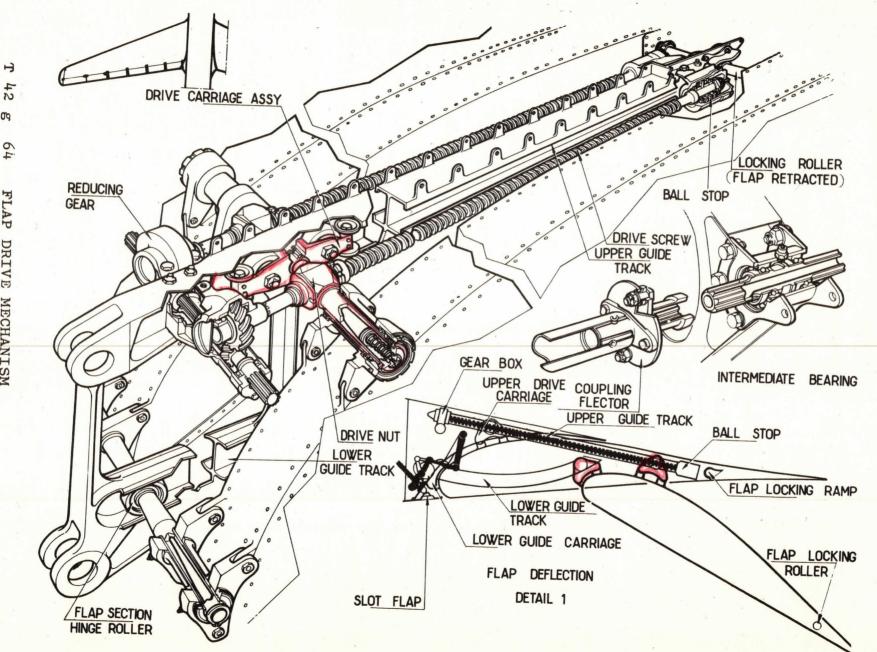


T 42 g 61 FLAP SELECTOR CONTROL IN COCKPIT



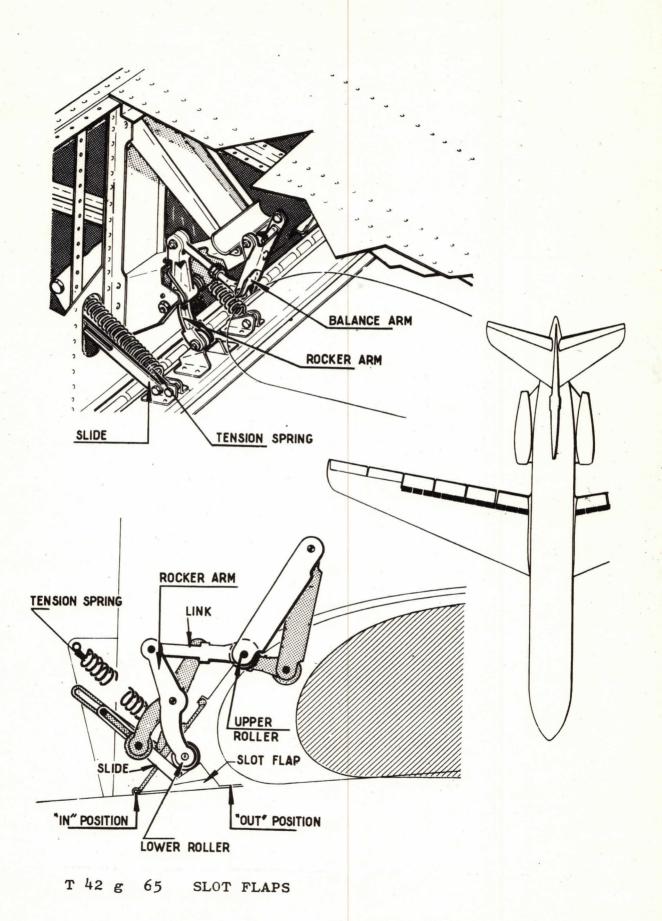




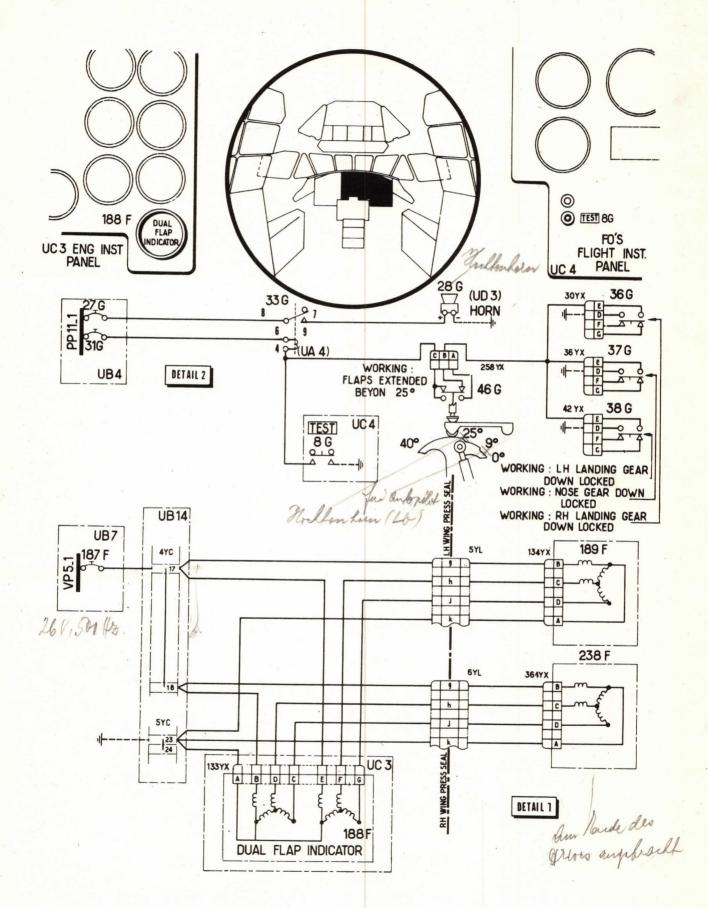












T 42 g 66 FLAP POSITION INDICATION

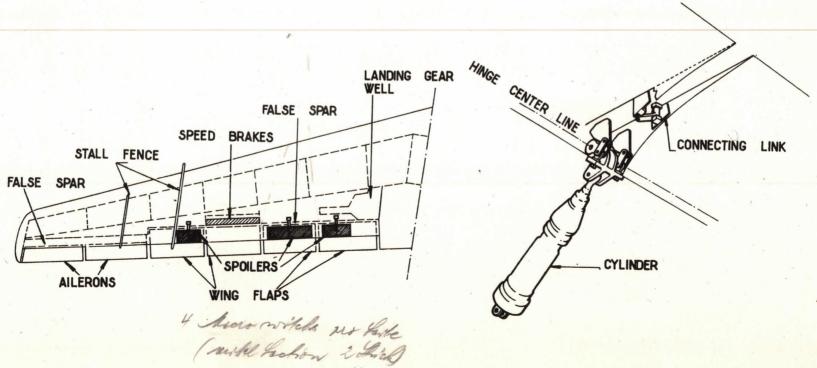
42

67

SPOILER INSTALLATION

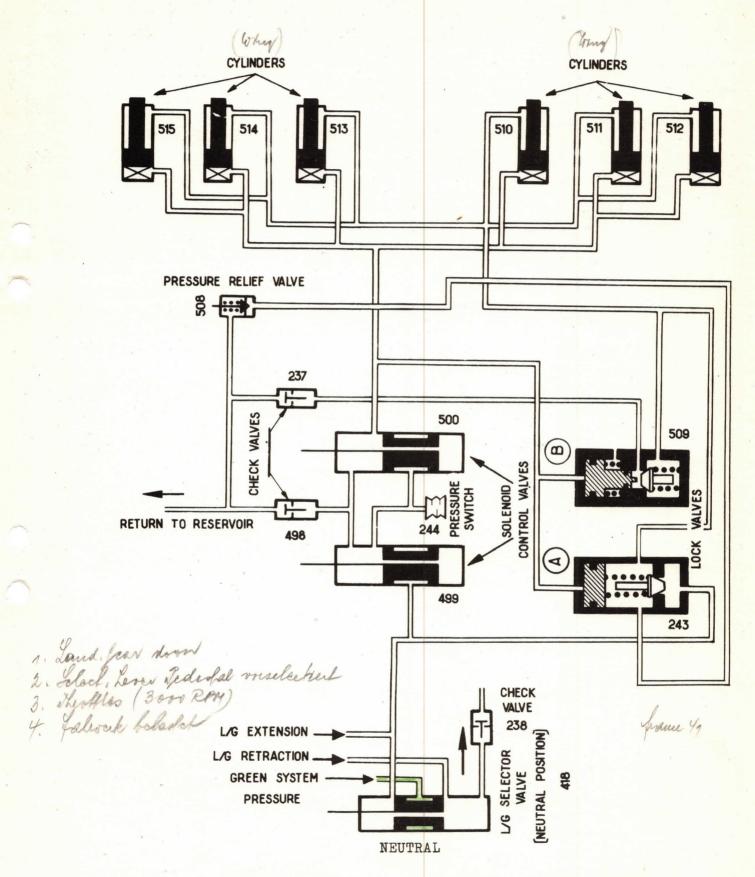
TECHNICAL SCHOOL NOTES

+ 1° 30' SPOILERS CYLINDER WING FLAPS

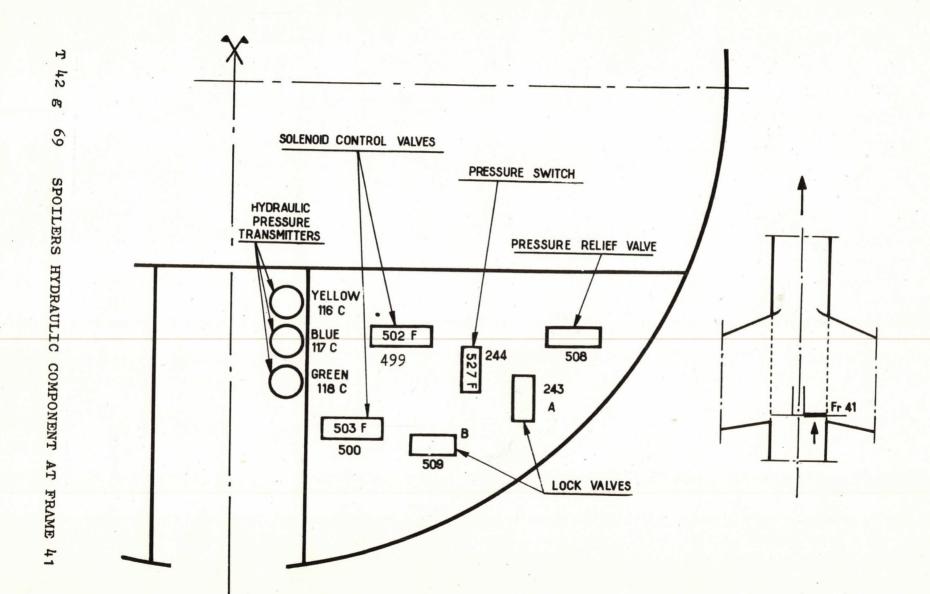




AUA

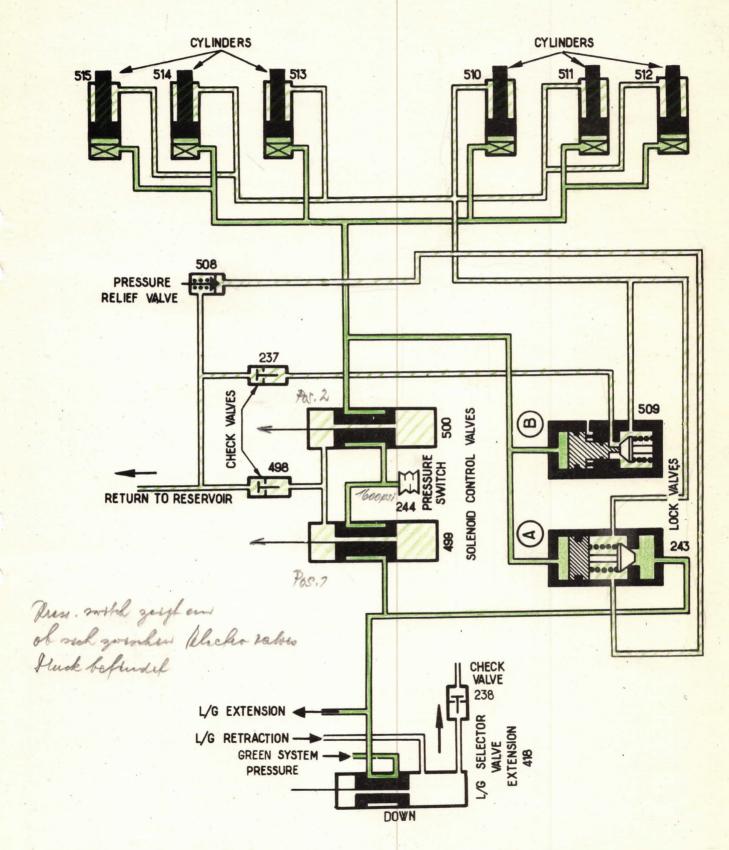


T 42 g 68 HYDRAULIC CIRCUIT SPOILER RETRACTED



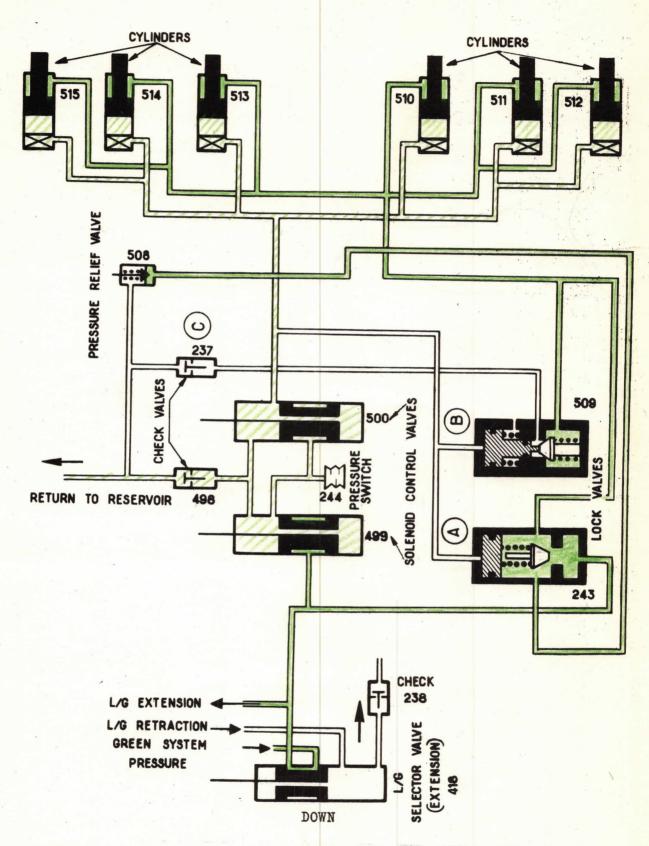


AUA



T 42 g 70 HYDRAULIC CIRCUIT SPOILER EXTENDING





T 42 g 71 HYDRAULIC CIRCUIT SPOILER RETRACTING

42

72

SPOILER

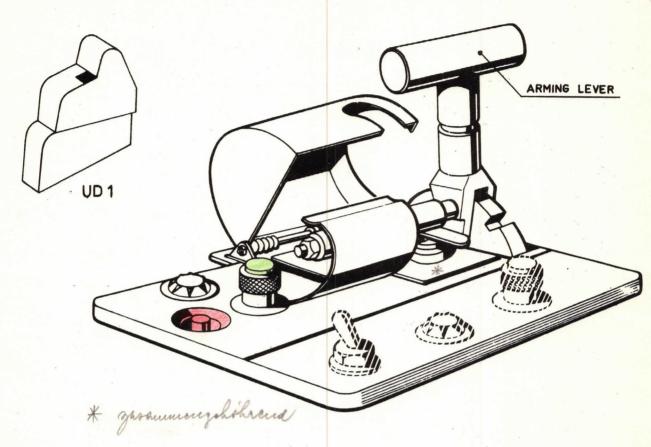
CYLINDER

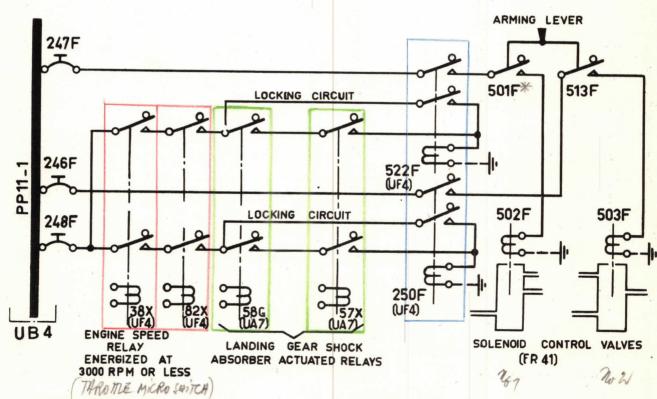
LOCKING DOGS SLIDE INDICATING CONTACTOR DETAIL 1 CYLINDER LOCKED BEGINNING OF EXTENSION CYLINDER HEAD STOP DETAIL 2 CYLINDER UNLOCKED BEGINNING OF RETRACTION



AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES

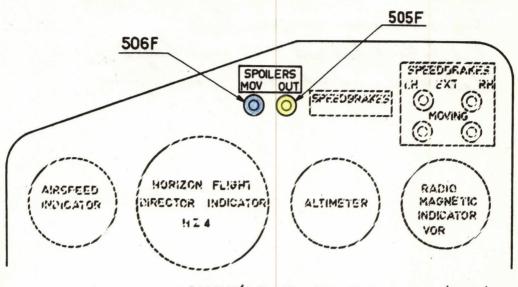




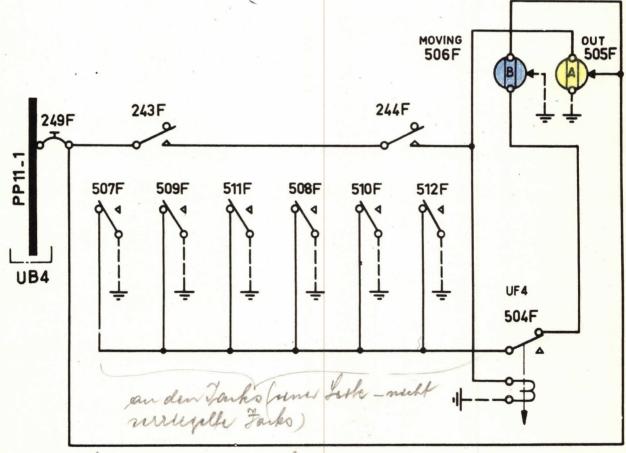
T 42 g 73 SPOILER CONTROL

AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



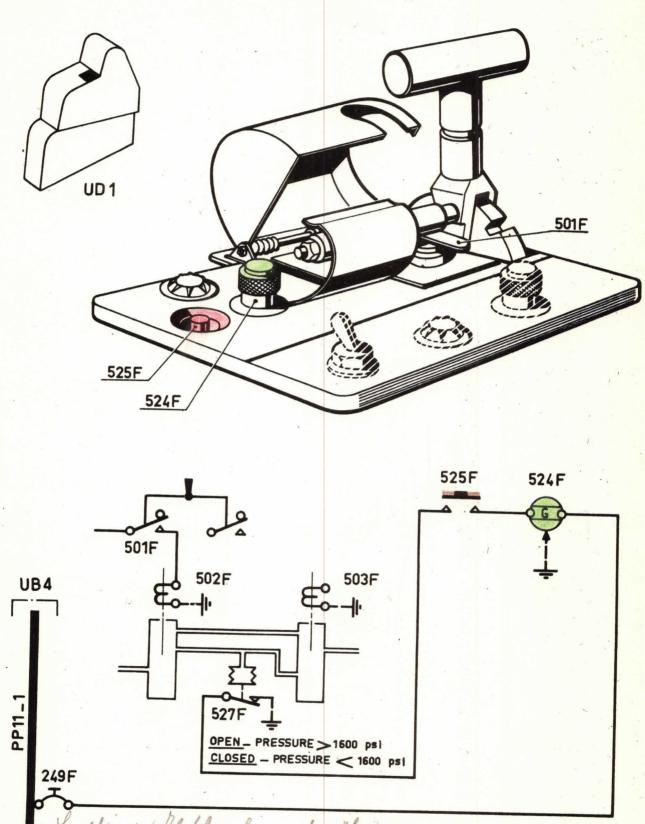
CAPTAIN'S FLIGHT INSTRUMENT PANEL (UC 2)



bushahen: 1. Jack ausgefahren senfahen: letzter Jack revregel

T 42 g 74 SPOILER INDICATING SYSTEM

TECHNICAL SCHOOL NOTES



2. If such goverles don to ration Fruit beforedet (grins hill hauf well lenchter)'

T 42 g 75 SPOILER-TEST GIRCUIT

T 42 g 75 SPOILER-TEST CIRCUIT
3. 1 Tol Muichen + Tost drinken agrines Sult darf with boudles

42

76

SPEED

BRAKE

INSTALLATION



H

42 00

77

SPEED

BRAKE

SELECTOR VALVE

CONTROL

H

42

O3

78

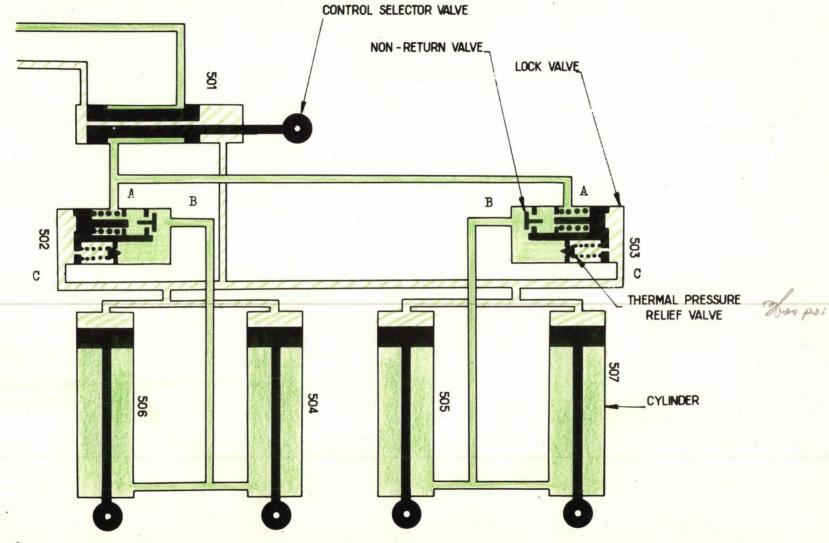
HYDRAULIC

CIRCUIT

SPEED BRAKE

RETRACTING

TECHNICAL SCHOOL NOTES



lock valve har arent losen golom, wonde unfere Happe and fallen (großenes Jacht)



H

42

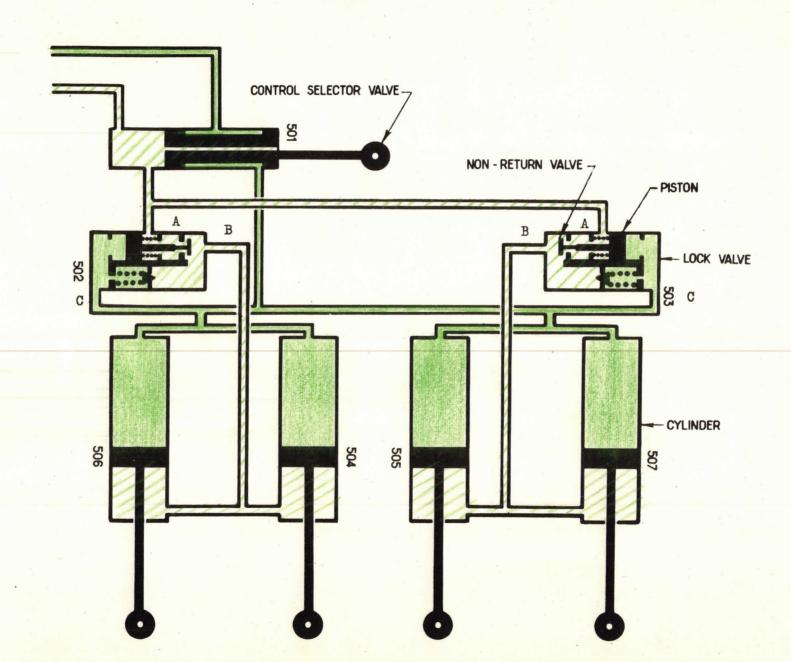
03

79

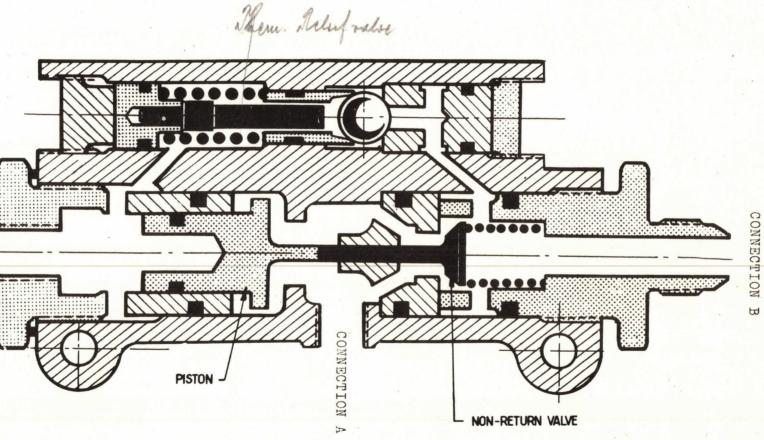
HYDRAULIC CIRCUIT

SPEED BRAKE EXTENDING







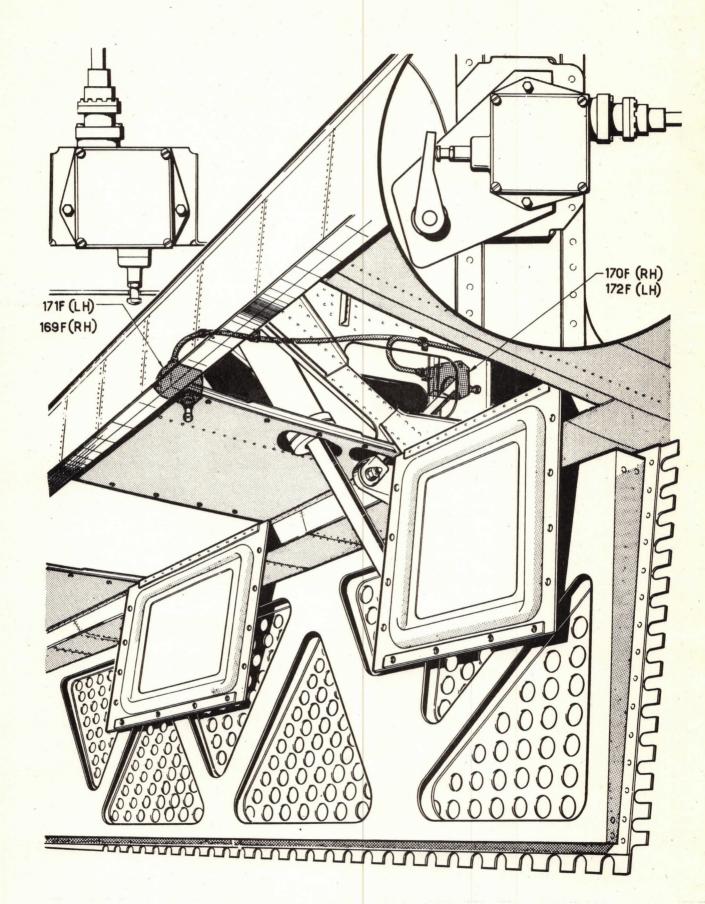


T 42 Og. 80 SPEED BRAKE LOCK VALVE

CONNECTION C

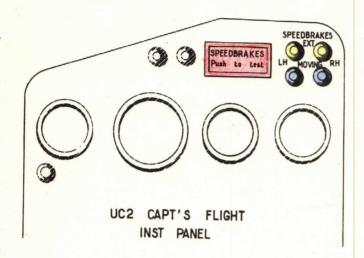


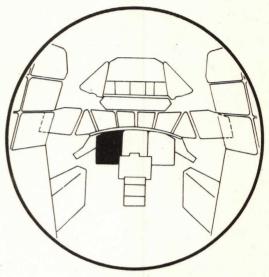


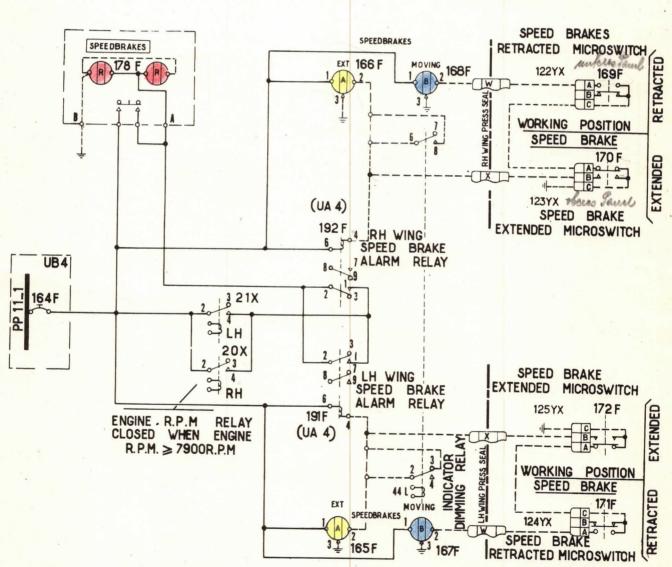


T 42 g 81 MICROSWITCHES ON SPEED BRAKE

AUA







T 42 g 82 SPEED BRAKE INDICATING SYSTEM



TECHNICAL SCHOOL NOTES

FUEL

(S.E. 210, ATA-Ref. 28)

T 42 h

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 2/1/63

Österreichische Luftverkehrs-Aktiengesellschaft Technisches Department

FUEL

Inhalt

- 1. General
- 2. Storage
 - A. Description
 - B. Gravity filler plugs
 - C. Water drain valves
 - D. Ventilation
 - (1) Wing spar center box
 - (2) Main tank
 - (3) Outboard tank
 - E. Shrouds on low pressure pumps
 - F. Tank connections flap valves
- 3. Filling and drainage
 - A. Gravity filling
 - B. Pressure refuelling
 - C. Defuelling
 - D. Drain valves
- 4. Engine feed system
 - A. Low pressure pumps
 - B. Low pressure manifolds
 - C. Shut-off valves
 - D. Cross feed valves
 - E. Low pressure shut-off valve
 - F. Fuel heating system
- 5. Indicating
 - A. Description
 - B. Electric fuel gages
 - C. Dripstick
 - D. Fuel flow



- E. Low level warning
- F. Pressure indicator
- G. Low pressure warning
- H. Temperature indicator

FUEL

1. General Abb. 1 und 2

Die S.E. 210 "Caravelle VI R" ist mit vier Kraftstofftanks ausgerüstet, welche in den Tragflächen angeordnet sind. Und zwar ist die center spar box jeder Tragfläche zwischen rib 17 und rib 49 als main tank und zwischen rib 2 und rib 17 als outboard tank ausgebildet. Der in den Rumpf ragende Teil der center spar box (rib 49 bis rib 52) enthält keinen Kraftstoff.

Die Tanks können sowohl durch Druckbetankung als auch durch Normalbetankung aufgefüllt werden.

Für Druckbetankung ist jede Tragfläche an der Unterseite mit einem Auffüllanschluß versehen. Zur Kontrolle der Druckbetankung besitzt jeder Tank an der Tragflächenunterseite ein herausklappbares refuelling control panel. Diese refuelling control panels kontrollieren gleichzeitig die jeweiligen tank vent and overflow valves sowie beim main tank die crabpot valves.

Das Druckbetankungssystem kann außerdem auch zum Entleeren der Tanks verwendet werden.

Die Triebwerke werden durch low pressure pumps angespeist, von denen in jedem Tank zwei Stück in einer absperrbaren Kammer montiert sind. Die Leitung von jedem Pumpenpaar führt durch den rückwärtigen Holm der center spar box zu einem elektrisch betätigten shut-off valve. Die Leitungen von den beiden shut-off valves jeder Tragfläche führen zu einer Doppel-Y-Verbindung in der Flügelwurzel-Verkleidung. An diese Verbindung ist sowohl die cross feed pipe angeschlossen als auch jene Leitung, die nach hinten zum Triebwerk führt. Diese Leitung führt zuerst horizontal bis frame 47 und darnach im Rumpf vertikal nach oben zum stub wing.



Das fuel system im stub wing umfaßt folgende Bauteile: low pressure shut-off valve, bleed valve, fuel heater, flow meter transmitter, temperature probe und pressure transmitter unit. Die Leitung wird dann in die Nacelle geführt und ist an das triebwerksseitige Kraftstoffsystem über eine flexible Leitung angeschlossen. In dieser flexiblen Leitung sind weiters zwei flamestats für das fuel heating system angebracht. Außerdem ist am engine fuel filter ein low pressure warning switch montiert.

2. Storage Abb. 3, 4, 5 und 6

A. Description

Die insgesamt vier Tanks sind symmetrisch in den Tragflächen angeordnet. Jeder main tank hat ein maximales Fassungsvermögen von gen von 8 100 l, jeder outboard tank ein Fassungsvermögen von maximal 1 400 l.

Die Tanks werden von der Tragflächen center spar box gebildet, die zu diesem Zweck mit "PR" sealing compound ausgekleidet wurde. Um im Inneren des Tanks Reparaturen vornehmen zu können, ist an der Rückseite jeder center spar box ein Mannlochdeckel angebracht.

B. Gravity filler cap Abb. 7

Um im Notfall die Tanks durch overwing Betankung auffüllen zu können, sind an der Tragflächenoberseite vier gravity filler caps angebracht. Die filler caps für die main tanks befinden sich zwischen rib 31 und rib 32, jene für die outboard tanks zwischen rib 9 und rib 10.

C. Water drain valves Abb. 7

An der tiefsten Stelle jedes Tanks, das ist die innere rückwärtige Ecke, ist je ein water drain valve eingebaut. Dieses Ventil kann von der Tragflächenunterseite betätigt werden.

D. Ventilation Abb.8 und 9

(1) Wing spar center box

Der innerste Teil der center spar box (rib 49 bis rib 52) wird über zwei Öffnungen an der Tragflächenunterseite belüftet. Dadurch werden etwaige durch Leckkraftstoff sich bildende Kraftstoffdämpfe ins Freie abgeleitet. Außerdem sind an den tiefsten Stellen dieses compartments zwei drains angebracht.

(2) Main tank

Vom Inneren des main tanks bei rib 49 führt eine vent line durch den vorderen Holm der center spar box, verläuft dann entlang dieses Holmes nach außen bis rib 21. Von dort wird sie dann nach oben zu einer im inneren stall fence befindlichen vent valve box geführt. Eine zweite vent line vom Inneren des main tanks bei rib 21 ist über ein float valve ebenfalls an diese vent valve box angeschlossen. Stauluft gelangt über eine Öffnung im stall fence in die vent valve box.

(3) Outboard tank

Eine vent line führt vom Inneren des outboard tanks bei rib 16 nach außen durch rib 2 und ist dort an eine vent valve box angeschlossen, welche an der Außenseite von rib 2 befestigt ist. Die zweite vent line verläuft innerhalb von rib 2 über ein float valve und von dort ebenfalls zur vent valve box. Stauluft gelangt über eine Öffnung an der Tragflächenunterseite in diese vent valve box.

E. Shrouds on low pressure pumps Abb. 10

Die beiden low pressure pumps jedes Tanks sind in einer absperrbaren Kammer montiert. Diese befindet sich in der inneren rückwärtigen Ecke jedes Tanks; sie ist mit zwei Ventilklappen versehen, welche durch eine Schraube von der Tragflächenunterseite betätigt werden können. Wird diese Schraube herausgedreht, so schließen die beiden Ventilklappen und es braucht nur der innerhalb der Kammer befindliche Kraftstoff abgelassen werden, um die low pressure pumps auszubauen.



F. Tank connection flaps Abb. 11

Rib 46 im main tank und rib 15 im outboard tank sind mit solchen Klappen ausgerüstet. Die Klappen lassen den Kraftstoff ungehindert nach innen strömen, sperren jedoch das Abströmen des Kraftstoffes nach außen.

3. Filling and drainage Abb. 11 und 12

A. Gravity filling

Normale over wing Betankung ist, wie schon erwähnt, für jeden Tank einzeln durch gravity filler caps an der Tragflächenoberseite möglich. Dabei ist jedoch zu beachten, daß die refuelling control panels an der Tragflächenunterseite herausgeklappt sind, damit die overflow valves und crabpot valves wirksam werden.

B. Pressure refuelling Abb. 13, 14, 15, 16, 17, 18 und 19
Die Druckbetankungsanlage umfaßt pro Tragfläche einen Druckbetankungsanschluß an der Tragflächenunterseite. Von diesem Anschluß führen Leitungen zum main bzw. outboard tank. In jeder Leitung ist ein refuelling electro valve eingebaut, welches vom betreffenden refuelling control panel gesteuert werden kann. Grundsätzlich sind am refuelling control panel folgende sections möglich:

Main Tank: Betankung auf level 1 = 7 750 l Betankung auf level 2 = 8 000 l

Outboard Tank: Betankung auf level 1 = 1 200 1

Betankung auf level 2 = 1 300 l

Beim main tank refuelling control panel ist außerdem ein presetting potentiometer montiert, auf dem man jede gewünschte Kraftstoffmenge selektieren kann.



C. Defuelling

Über den Druckbetankungsanschluß an der Tragflächenunterseite kann mit Hilfe der Pumpen des Tankwagen auch ein Entleeren der Kraftstofftanks vorgenommen werden. Dazu muß lediglich mit dem an jedem refuelling control panel angeordneten defuelling switch das refuelling electro valve auf drain geschaltet werden und das vent valve in der refuelling line manuell blockiert werden.

D. Drain valves Abb. 20

Je ein solches Ventil befindet sich in der Kraftstoffleitung zum Triebwerk etwa bei frame 45 innerhalb der Flügelwurzelverkleidung. Über dieses Ventil können die Tanks mit Hilfe der low pressure pumps entleert werden.

4. Engine feed system Abb. 21, 22, 23 und 24

A. Low pressure pumps

Hiebei handelt es sich um Kreiselpumpen, die von Elektromotoren angetrieben werden. Die beiden Pumpen jedes Tanks sind in Flug-richtung gesehen hintereinander montiert und werden, wie folgt, bezeichnet:

Main Tank: Vordere Pumpe P 2

Hintere Pumpe P 1

Outboard Tank: Vordere Pumpe A 2

Hintere Pumpe A 1

B. Low pressure manifolds

Jede low pressure pump fördert über ein check valve in diesen manifold, von dem eine Leitung durch die Absperrkammer zum shut-off valve führt. Zusätzlich ist an jedem manifold ein auf 2 kp/cm² (28 psi) eingestelltes overpressure relief valve.

C. Shut-off valve Abb. 25

Unmittelbar außerhalb jedes Tanks ist in der Druckleitung von den low pressure pumps solch ein elektrisch betätigtes Schieberventil eingebaut. Parallel zum Schieber sind zwei relief valves



eingebaut, welche auf folgende Werte eingestellt sind: In Richtung zum Tank: 0,140 kp/cm² (2 psi) In Richtung vom Tank: 3 kp/cm² (42,5 psi)

D. Cross feed valve

Grundsätzlich ist dieses Ventil von der selben Bauart wie die Shut off valves. Der Unterschied liegt darin, daß beide relief valves auf 3 kp/cm² (42,5 psi) eingestellt sind. Dieses Ventil ist im linken Hauptfahrwerksschacht in der Verbindungsleitung zwischen den beiden Tragflächen eingebaut.

E. Low pressure shut-off valve

In jedem stub wing ist ein solches mechanisch betätigtes Schieberventil eingebaut. Es besitzt ein auf 0,140 kp/cm² (2 psi) eingestelltes relief valve, welches in Richtung zum Tank öffnet.

F. Fuel heating system Abb. 26 und 27

Unmittelbar nach dem low pressure shut-off valve ist im stub wing ein mit Heißluft vom Triebwerk gespeister fuel heater angeordnet. Das Heißluftventil, das kurz hinter dem fuel heater montiert ist, kann vom Cockpit aus elektrisch gesteuert werden und bestimmt auf diese Weise den Grad der Kraftstoffaufheizung.

5. Indicating

A. Description

Das Kraftstoffsystem besitzt folgende Anzeige- bzw. Überwachungssysteme:

Fuel quantity
Fuel flow

Fuel pressure

Fuel temperature

Die Anzeigegeräte und Warnlichter zu diesen Systemen sind im Cockpit auf folgenden panels:

FO Flight Instrument Panel (UC 4)
Overhead instrument Panel (UP 8)
Engine instrument panel UC 3
Overheat warning and
indicating panel UP 5

B. Electric fuel gages Abb. 28, 29 und 30

Dieses System trägt die Bezeichnung "Simmonds Pacitron" und beruht im Prinzip auf Kapazitätsvergleichsmessung von Kondensatoren. Zu diesem Zweck sind pro main tank sechs und pro outboard tank drei "gage probes" installiert. Die gage probes jedes jedes Tanks sind parallel geschaltet und an einen Verstärker gelegt, der seinerseits das betreffende Anzeigegerät steuert.

C. Dripstick Abb. 31

In jedem main tank sind zwei von diesen (rib 41 und rib 27)
Peilstäben. In jedem outboard tank befindet sich ein solcher
Peilstab (rib 11). Sie sind in Gewichtseinheiten (kg) geeicht
und können von der Tragflächenunterseite her betätigt werden.

D. Fuel flow Abb. 32 und 33

Im stub wing ist unmittelbar nach dem fuel heater in der Kraftstoffleitung der flowmeter transmitter eingebaut. Seine Arbeitsweise basiert auf dem Elektromagnetischen Induktionsprinzip. Die
vom flowmeter transmitter erzeugte Spannung wird einem Verstärker
zugeführt. Von diesem Verstärker werden zwei Anzeigegeräte angespeist: der flowmeter indicator, der den momentanen Verbrauch
anzeigt, und der totalizer indicator, der den Gesamtverbrauch
des betreffenden Triebwerks anzeigt.

E. Low level warning Abb. 34

In jeder main tank pump shroud ist ein low level float switch eingebaut. Bei Ansprechen dieses float switches läuft automatisch die outboard tank low pressure pump A 1. In diesem Fall

leuchtet am overhead warning and indicating panel (UP 5) eine Leuchtschrift "Fuel level" auf, am FO Flight Instrument Panel (UC 4) leuchtet eine "Low level" Warnlampe auf und ein Glockensignal kommt an.

Zum Testen des float switches ist an der Tragflächenunterseite ein Testknopf angebracht. Durch Herausdrehen dieses Knopfes kann auch bei volle Tank ein "Low level" simuliert werden.

F. Pressure indicators Abb. 35

An jeder Kraftstoffleitung im stub wing ist ein pressure transmitter montiert. Die Übermittlung der Meßwerte auf ein Doppelgerät am UC 4 Panel erfolgt durch ein elektrisches Übertragungssystem.

G. Low pressure warning Abb. 36

Unmittelbar beim Ausgang jedes engine low pressure filters ist ein low pressure warning switch eingebaut. Fällt der Druck nach dem Filter auf 5 psi, so läuft automatisch die outboard tank low pressure pump A 2 an. Weiters kommt am UP 5 Panel die Leuchtschrift "RH" oder "LH fuel low pressure" an. Auf panel UC 4 leuchtet eine "Low press" Warnlampe auf und ein Glockensignal ertönt.

H. Temperature indicator Abb. 37

Um die Temperatur des Kraftstoffes in der Leitung nach dem fuel heater dauernd überwachen zu können, ist in jeder Leitung ein Temperaturfühler angebracht, welcher ein Anzeigegerät auf dem engine instrument panel (UC 3) steuert.



FUEL

(ATA-Ref. 28)

Abbildungsverzeichnis

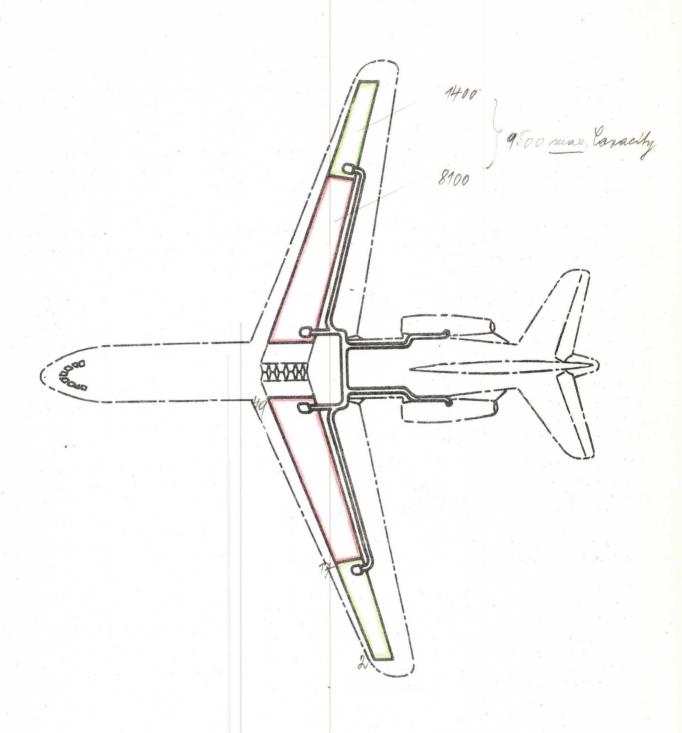
T	42	h	1	Fuel system - general diagram
T	42	h	2	Refuelling points
T	42	h	3	Manhole door
T	42	h	4	Fuel system equipment location
T	42	h	5	Main tank fuel system rib 17 to rib 49
T	42	h	6	Outboard tank fuel system rib 2 to rib 17
T	42	h	7	Gravity filler/water drain valve
T	42	h	8	Fuel tank vent valve box
T	42	h	9	Fuel tank vent valve box - schematic
T	42	h	10	Pump installation in main tank
T	42	h	11	Fuel system schematic
T	42	h	12	Pressure refuelling coupling
T	42	h	13	Refuelling electro-valve
T	42	h	14	Refuelling electro-valve
T	42	h	1 5	Refuelling control panels
T	42	h	16	Ground power receptacle with refuelling switch
T	42	h	17	Overflow valve control
T	42	h	18	Operation of crabpot and overflow valves
T	42	h	19	Filling and drainage electrical schematic
T	42	h	20	Drain and vent valves on fuel supply line
T	42	h	21	Pump shrouds
T	42	h	22	Fuel system installation, frame 30 to frame 48
T	42	h	23	Fuel system controls and indicators
T	42	h	24	Low pressure pump control and indicating system
T	42	h	25	Shut-off valve, non-return valve
T	42	h	26	Fuel system in stub wing

T 42 h



T	42 h	27	Fuel temperature control and warning
T	42 h	28	Fuel quantity indicating system
T	42 h	29	Gage probes mountings
\mathbf{T}	42 h	30	Electrical circuit of the fuel quantity indicators
\mathbf{T}	42 h	31	Dripsticks
T	42 h	32	Fuel flowmeter transmitter
T	42 h	33	Fuel flow indicating system
\mathbf{T}	42 h	34	Low level warning system
\mathbf{T}	42 h	35	Fuel pressure indicators
T	42 h	36	Fuel low pressure warning system
T	42 h	37	Fuel temperature indicators
T	42 h	38	Flamestat
T	42 h	39	Wig-O-flex union

,UA

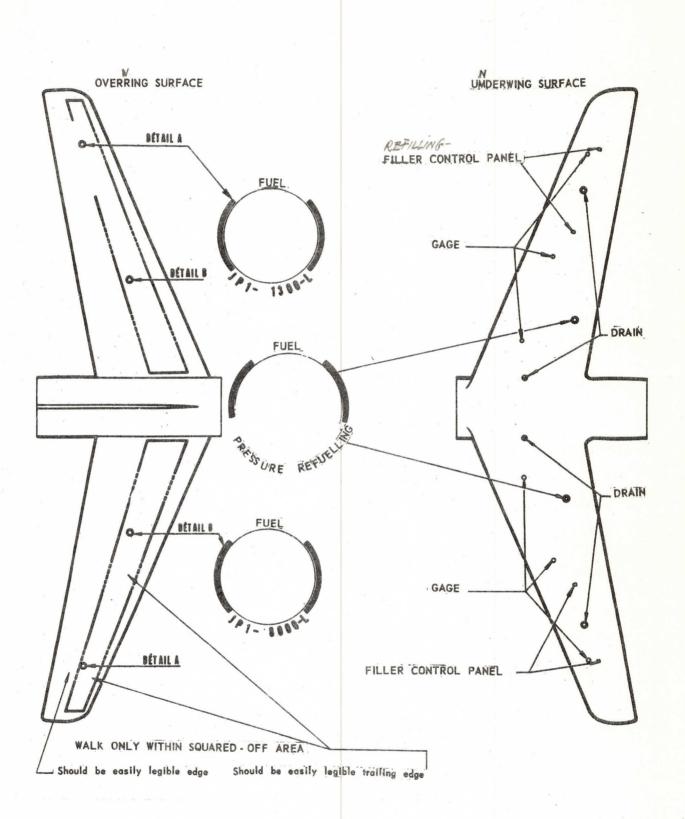


T 42 h 1 FUEL SYSTEM - GENERAL DIAGRAM

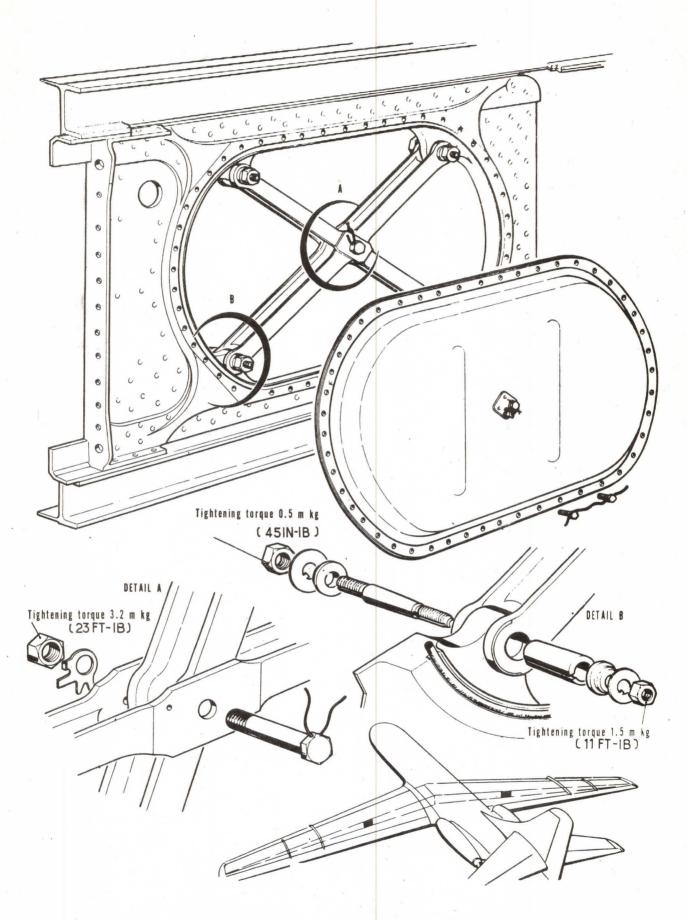
TECHNICAL SCHOOL NOTES



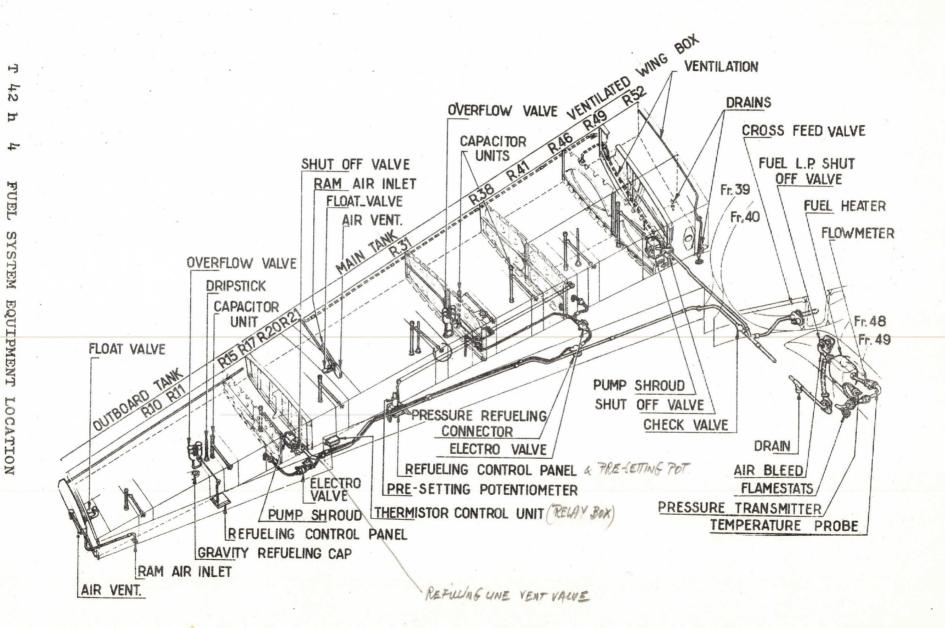
CREW OPERATING MANUAL



T 42 h 2 REFUELLING POINTS



T 42 h 3 MANHOLE DOOR

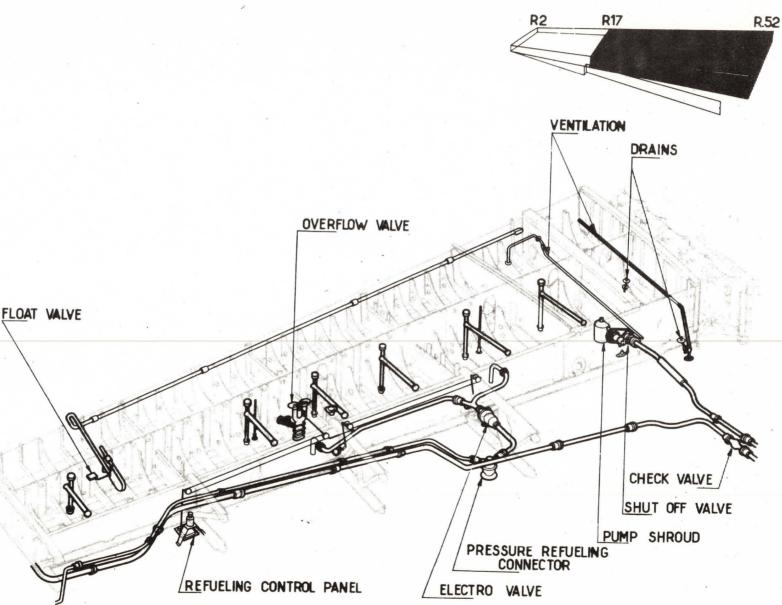


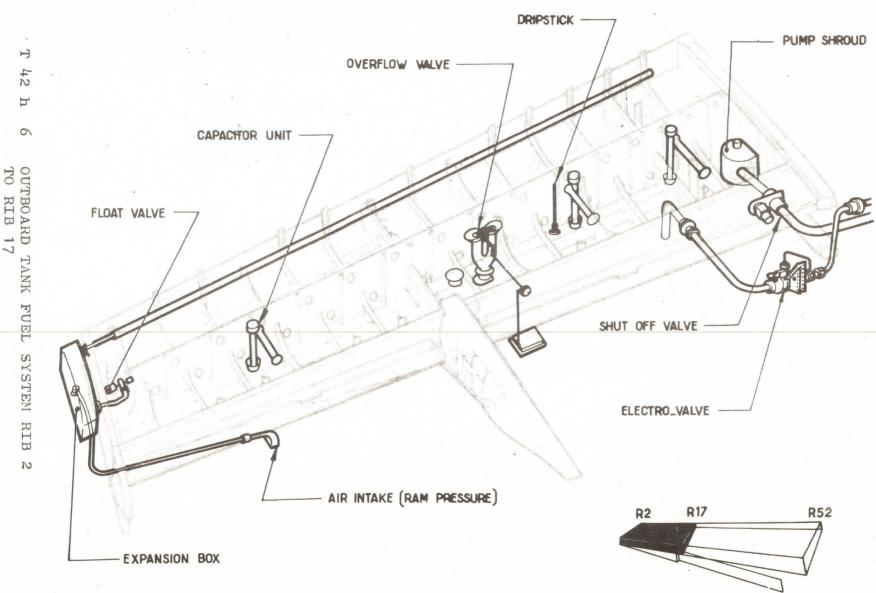


NUR

ZUR

AUSBILDUNG

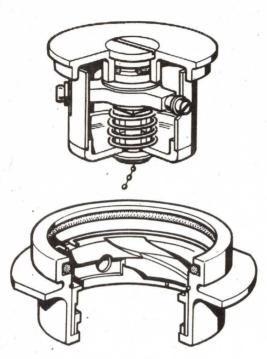




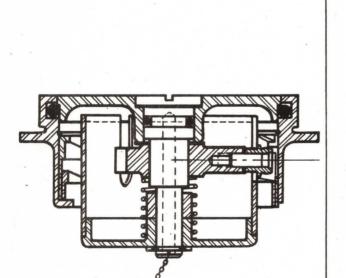
NUR

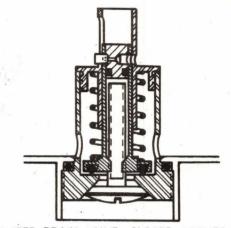
ZUR

AUSBILDUNG

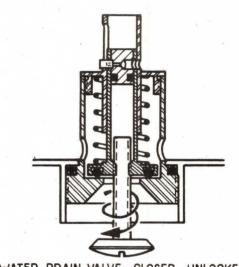




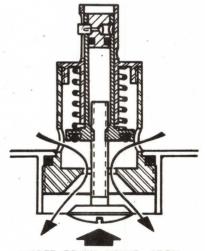




WATER DRAIN VALVE _ CLOSED _ LOCKED

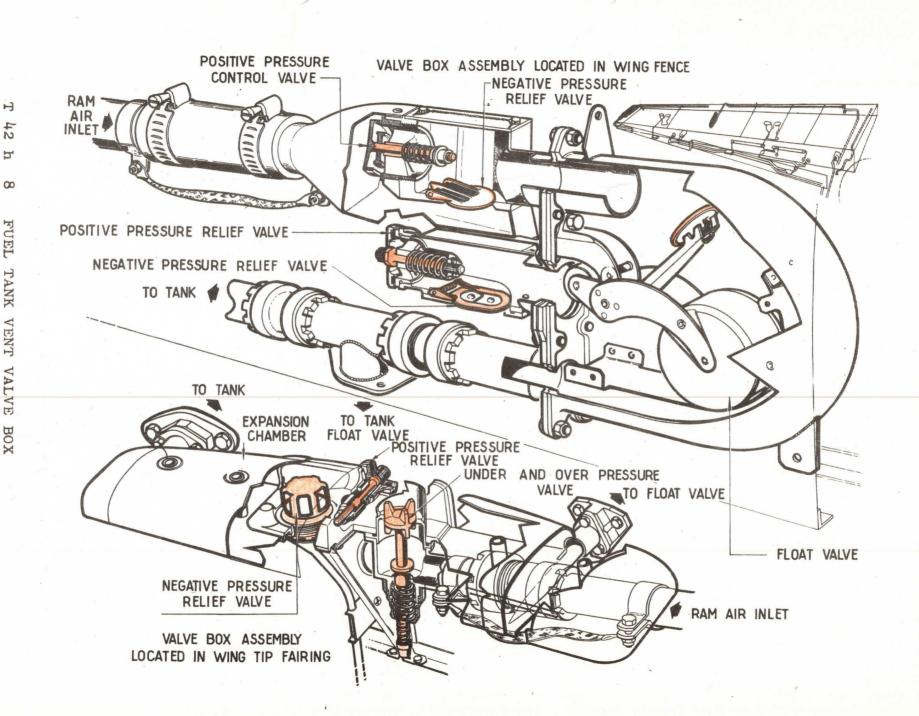


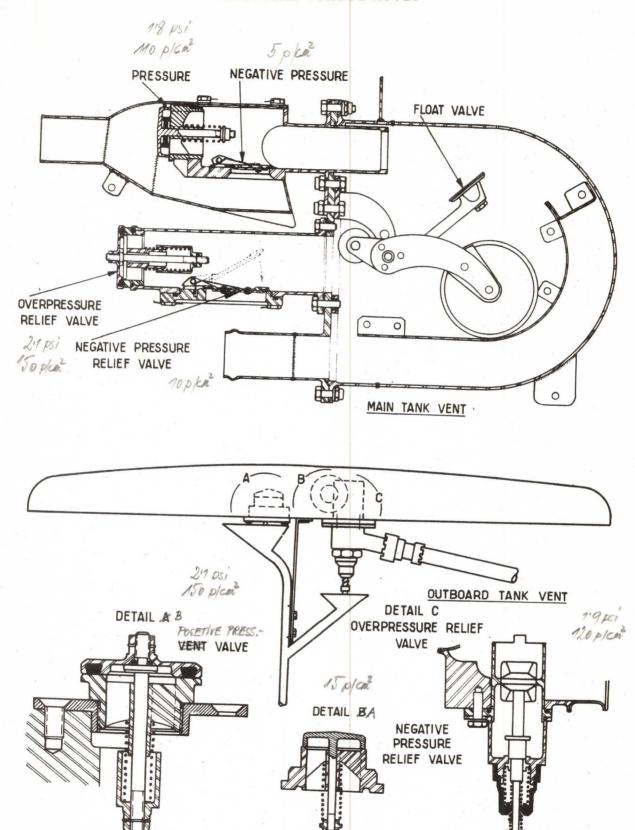
WATER DRAIN VALVE _ CLOSED _ UNLOCKED



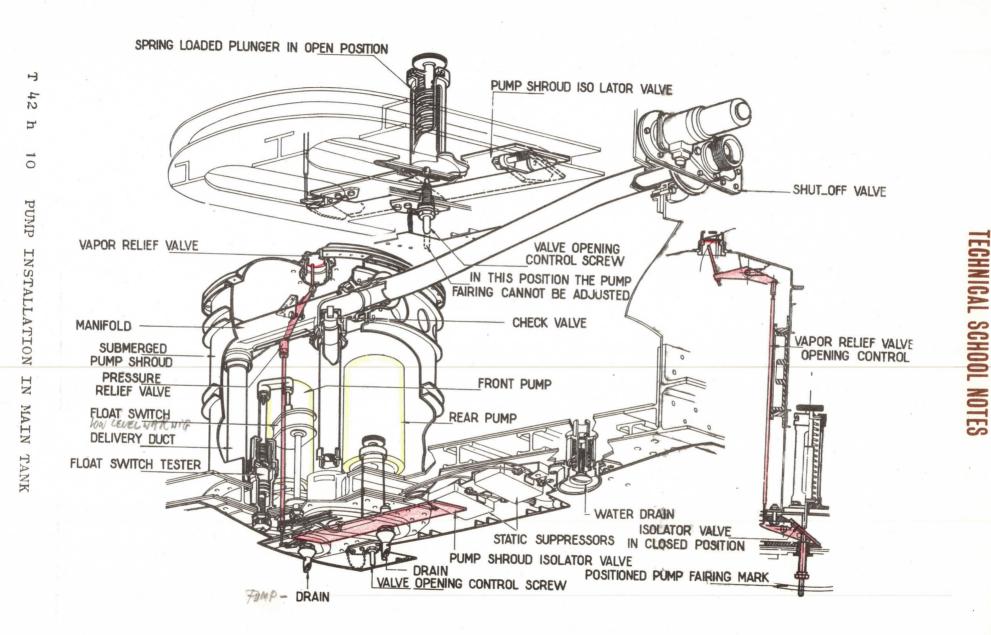
WATER DRAIN VALVE - OPEN

T 42 h 7 GRAVITY FILLER/WATER DRAIN VALVE





T 42 h 9 FUEL TANK VENT VALVE BOX - SCHEMATIC



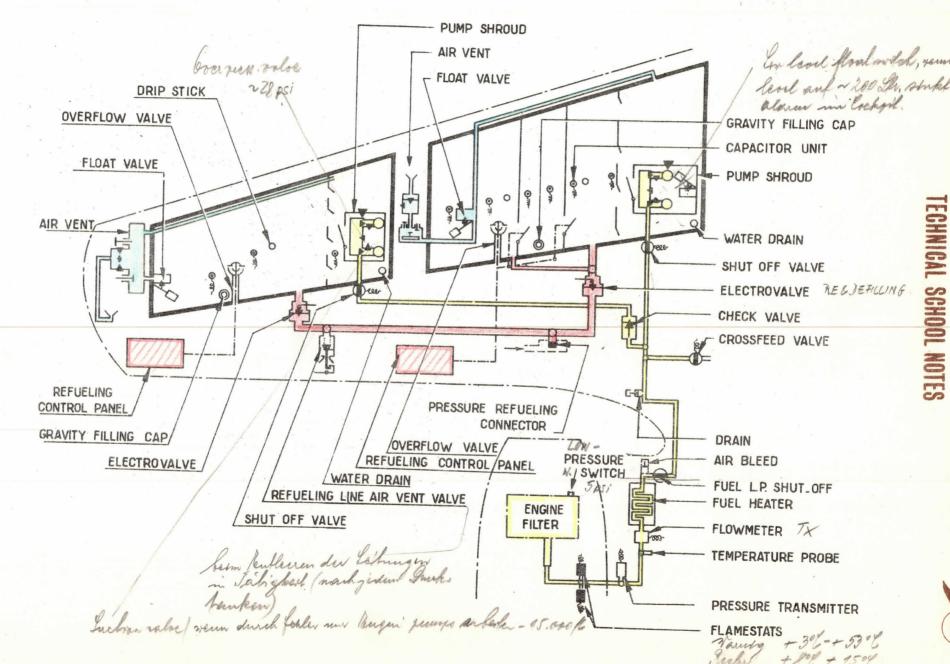
ZUR AUSBILDUNG 42

5

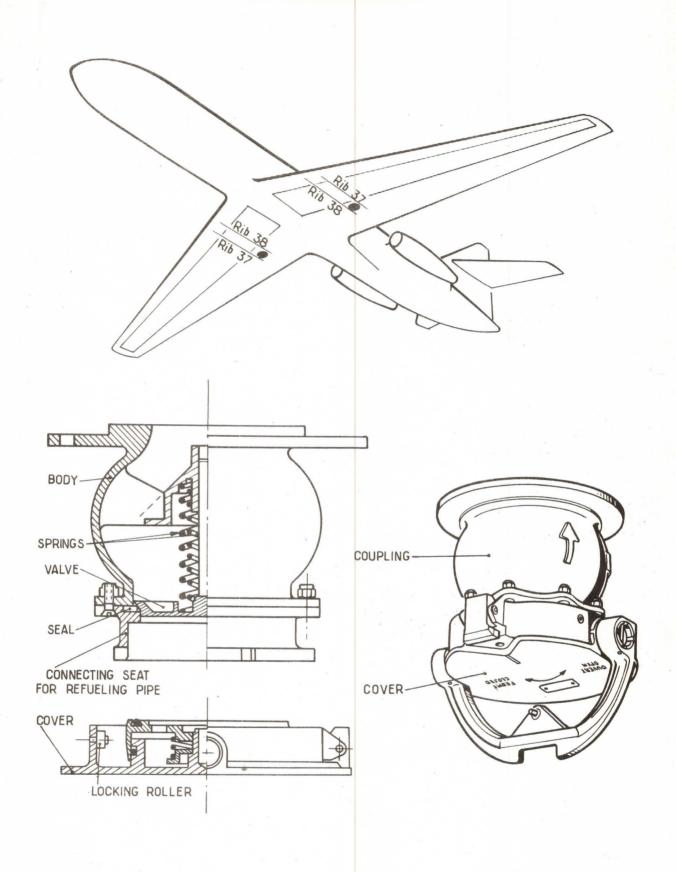
FUEL

SYSTEM

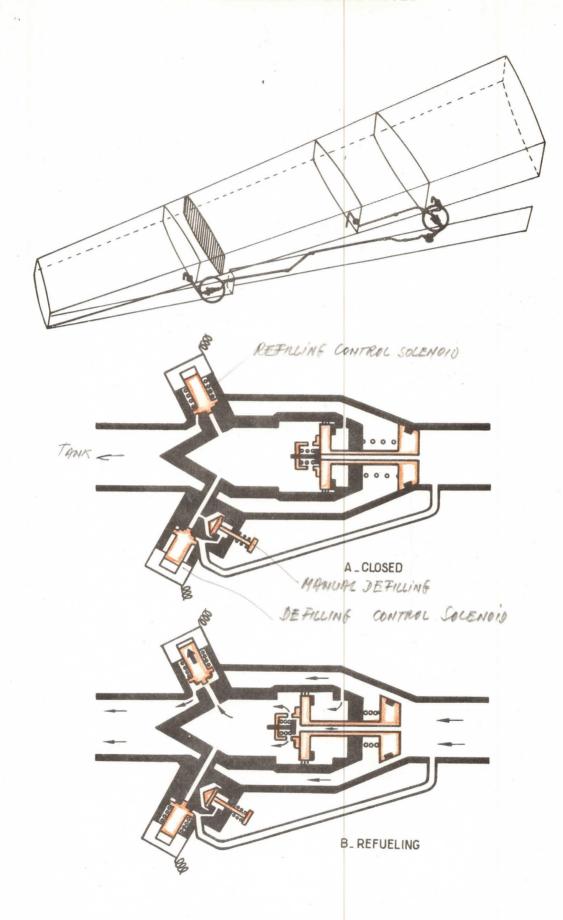
SCHEMATIC



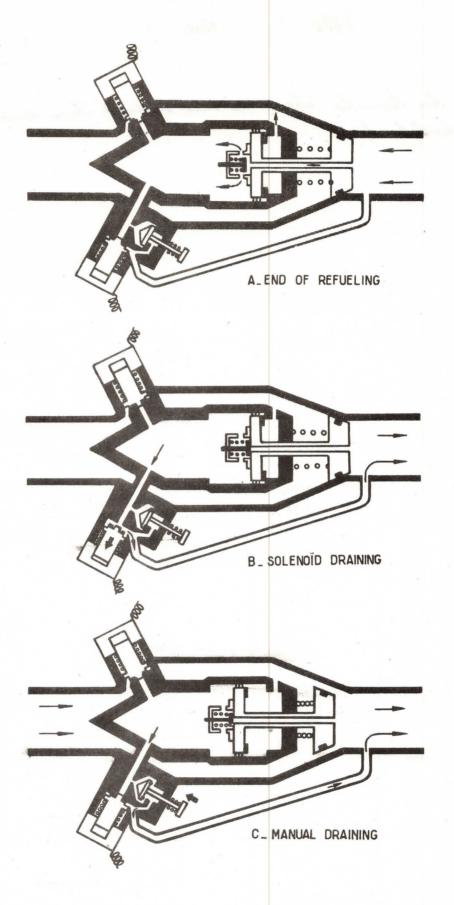




T 42 h 12 PRESSURE REFUELLING COUPLING

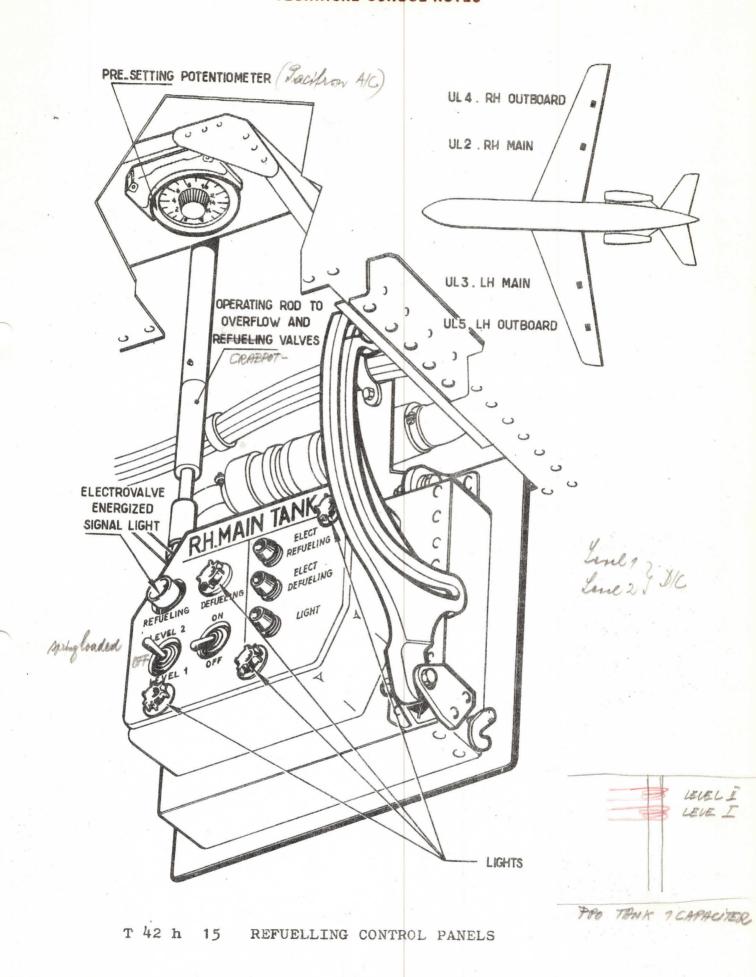


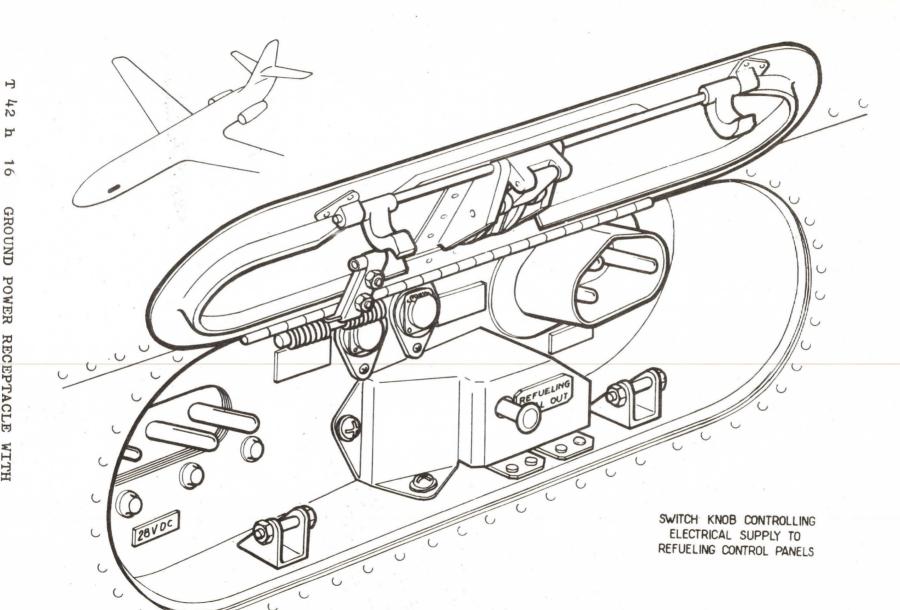
T 42 h 13 REFUELLING ELECTRO-VALVE



T 42 h 14 REFUELLING ELECTRO-VALVE







42 þ 16

GROUND POWER RECEPTACLE REFUELLING SWITCH HTTW

42

Þ

17

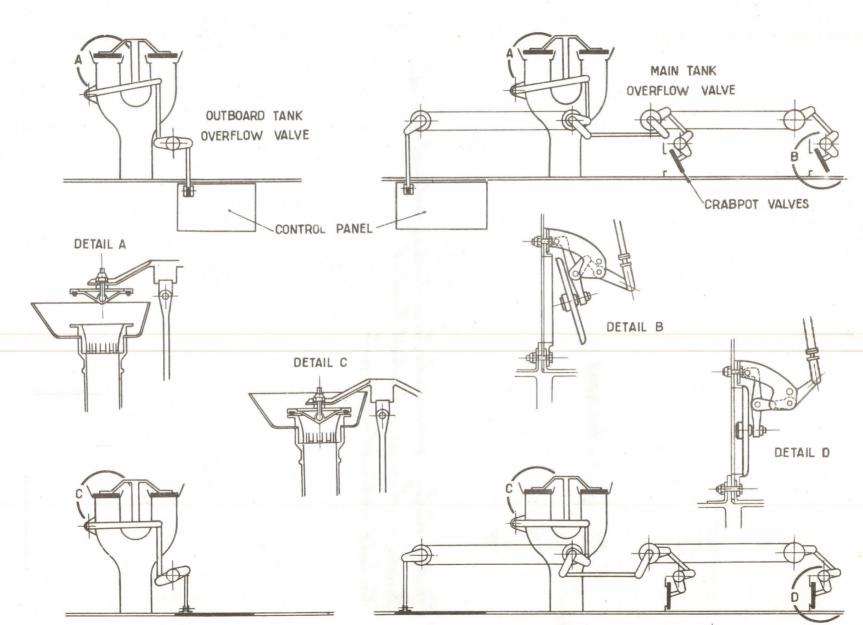
OVERFLOW

VALVE

CONTROL

VALVES VALVES PRESELECTING POTENTIOMETER OUTBOARD TANK REFUELING PANEL OUTBOARD TANK OVER FLOW VALVE MAIN TANK OVERFLOW VALVE **RIB 31** ACCESS HOLE CRABPOT VALVES **RIB 38** DOOR WARNING MICROSWITCH MAIN TANK REFUELING PANEL MAN HOLE

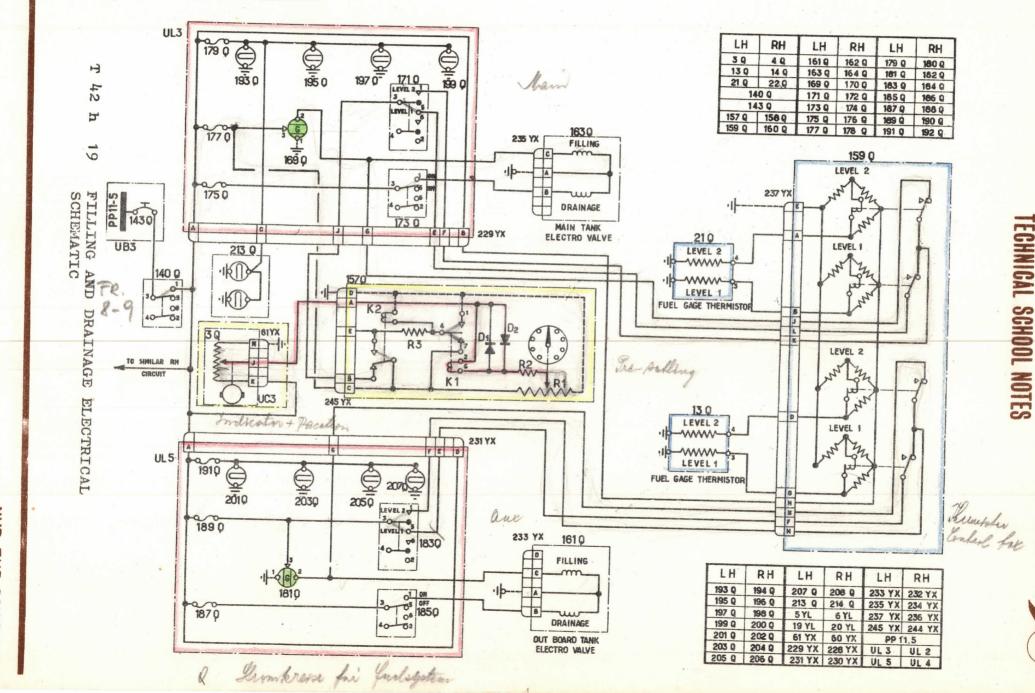




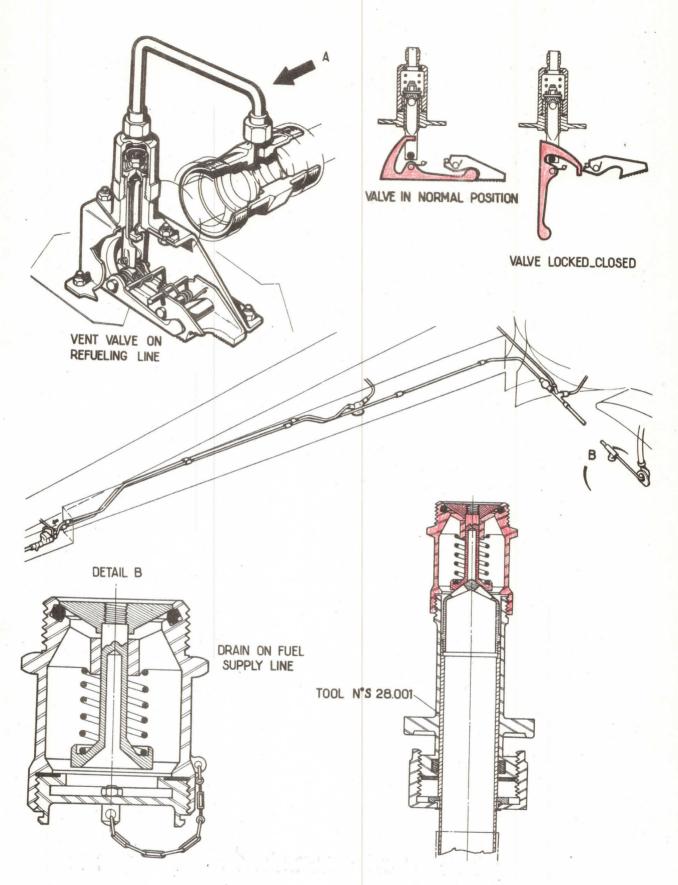
T 42 h 18

OPERATION OF CRABPOT AND OVERFLOW VALVES

NUR ZUR AUSBILDUNG

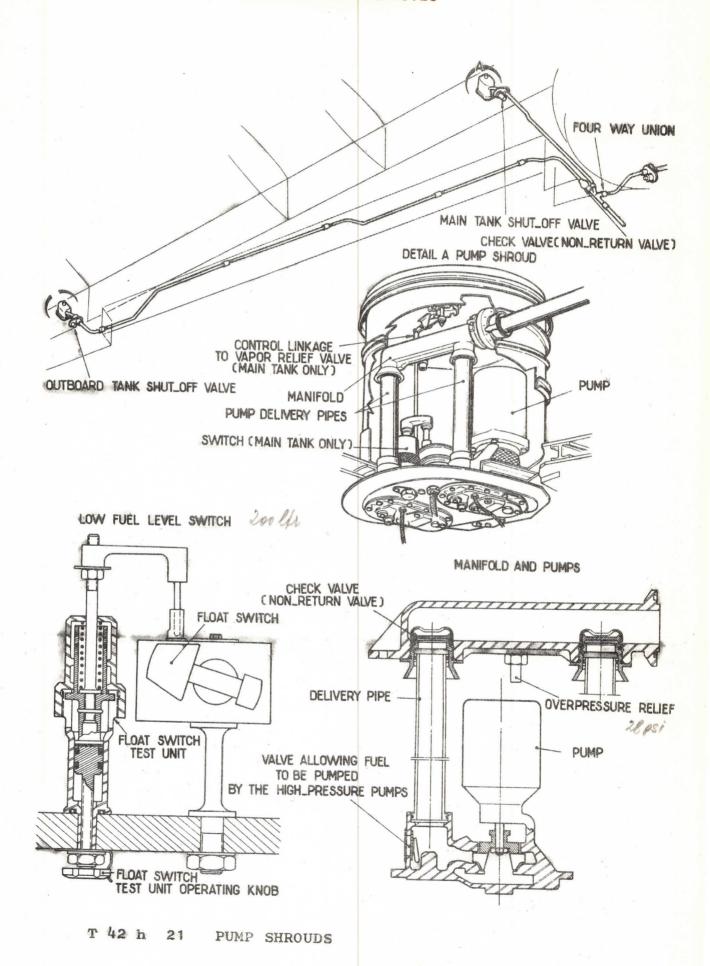


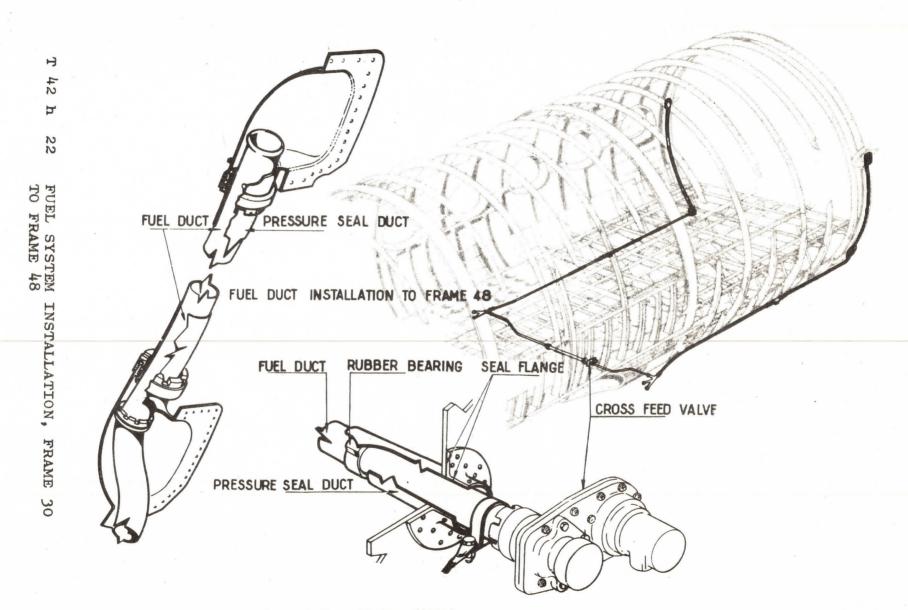




T 42 h 20 DRAIN AND VENT VALVES OF FUEL SUPPLY LINE

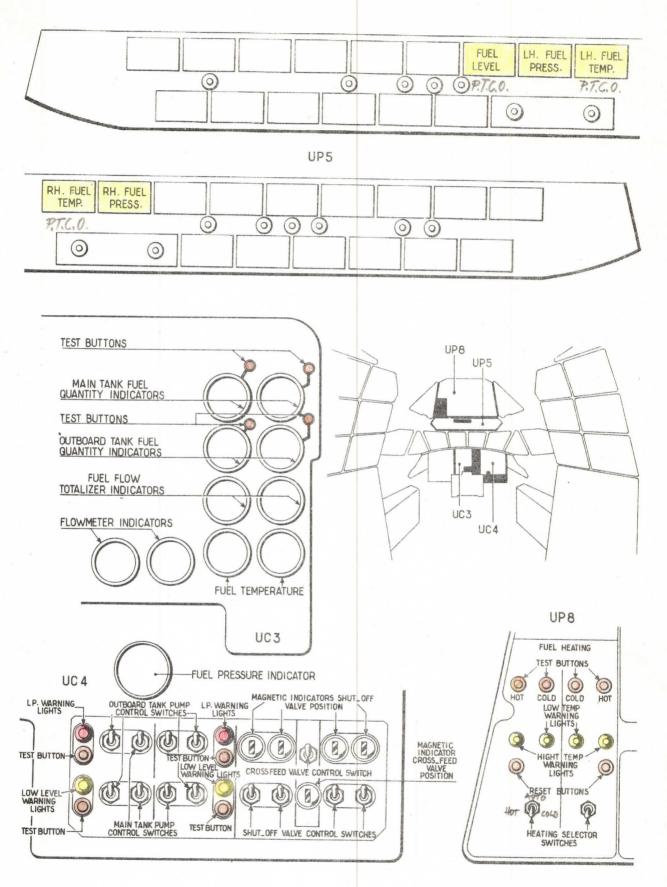






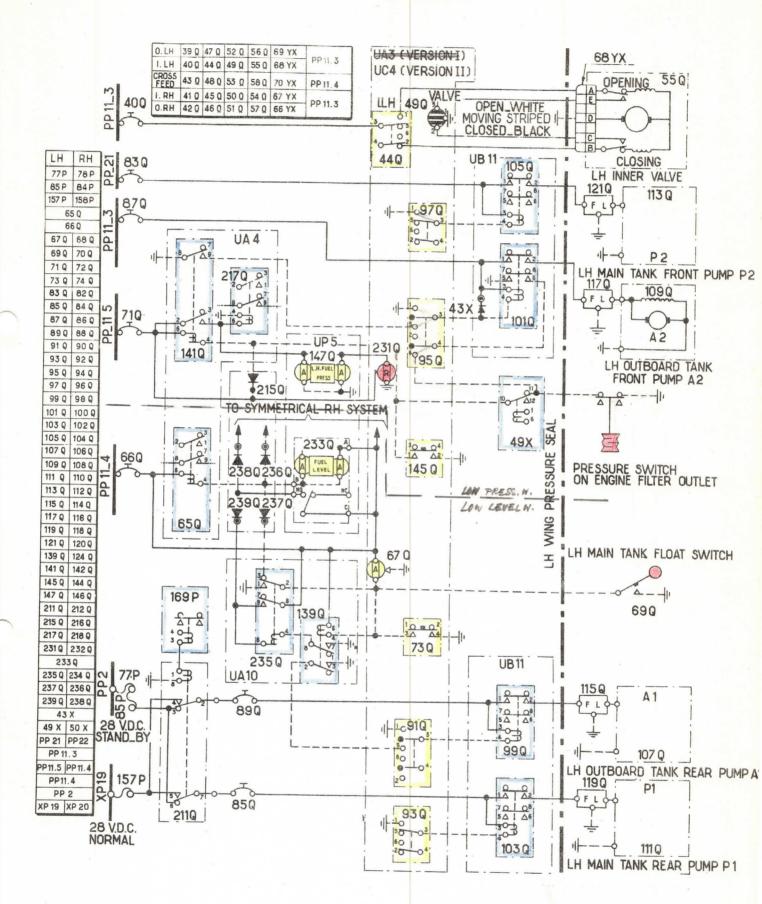
FUEL DUCT CROSSING THROUGH FUSELAGE BEAM



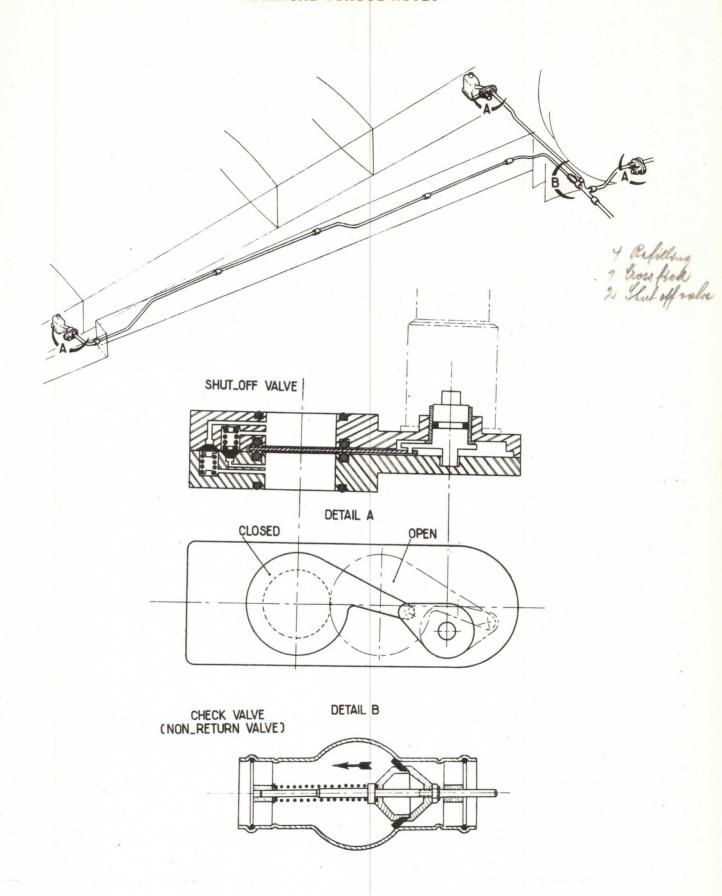


T 42 h 23 FUEL SYSTEM CONTROLS AND INDICATORS

LUA

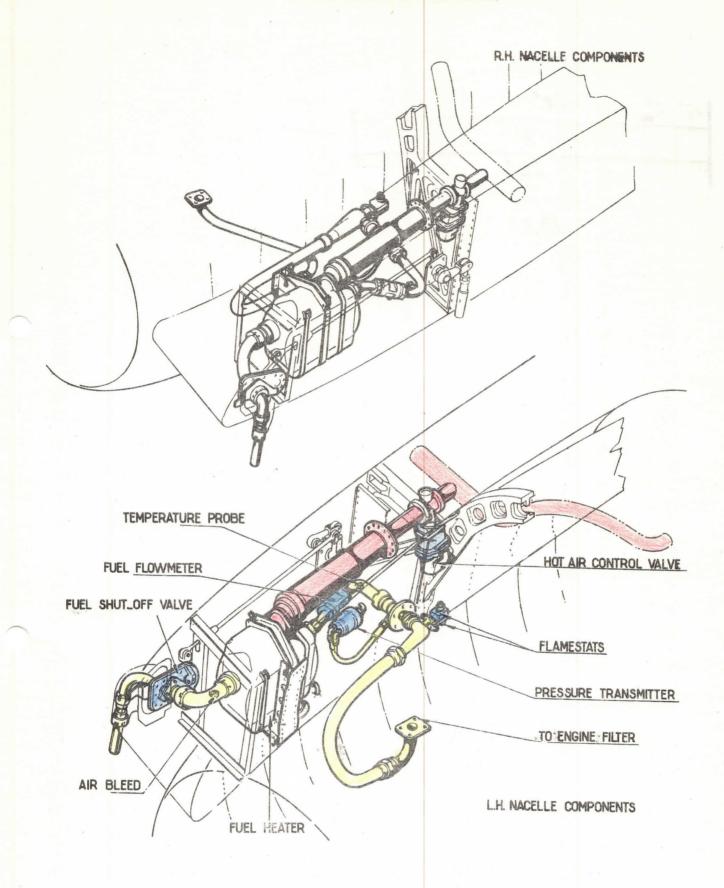


T 42 h 24 LOW PRESSURE PUMP CONTROL AND INDICATING SYSTEM



T 42 h 25 SHUT-OFF VALVE, NON-RETURN VALVE



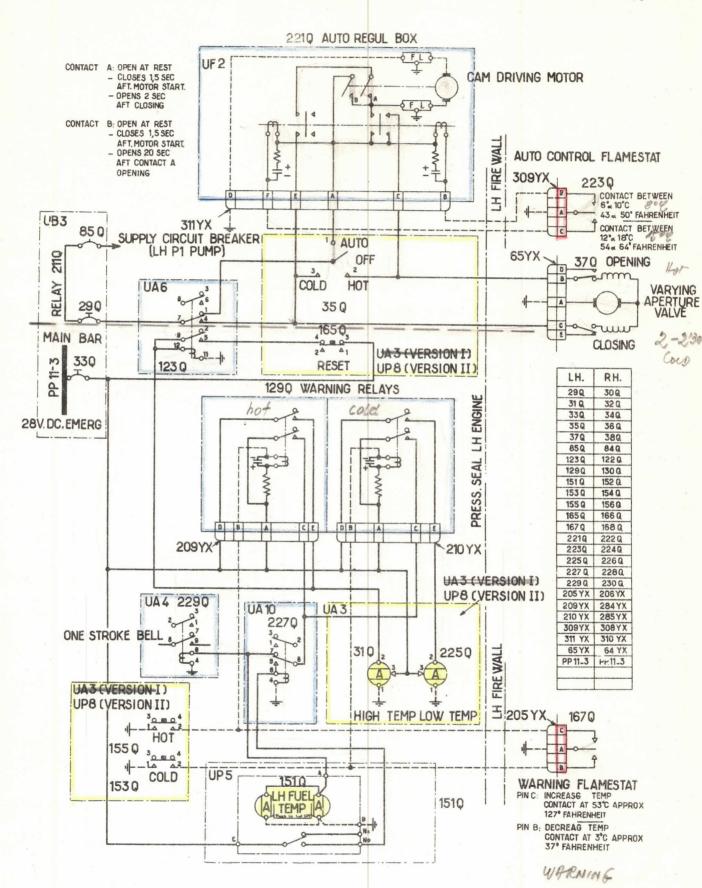


T 42 h 26 FUEL SYSTEM IN STUB WING

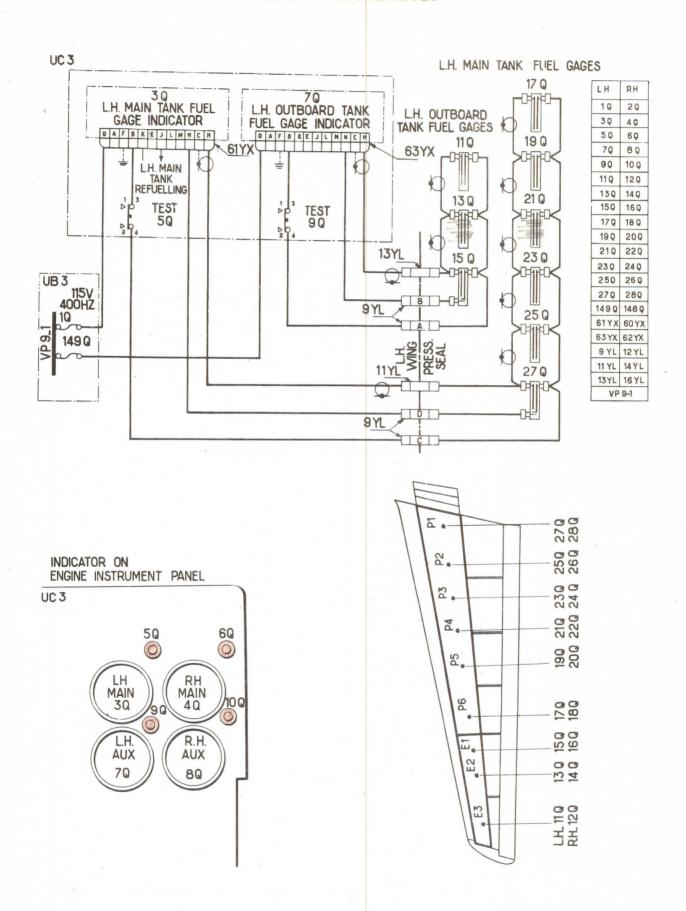
TECHNICAL SCHOOL NOTES



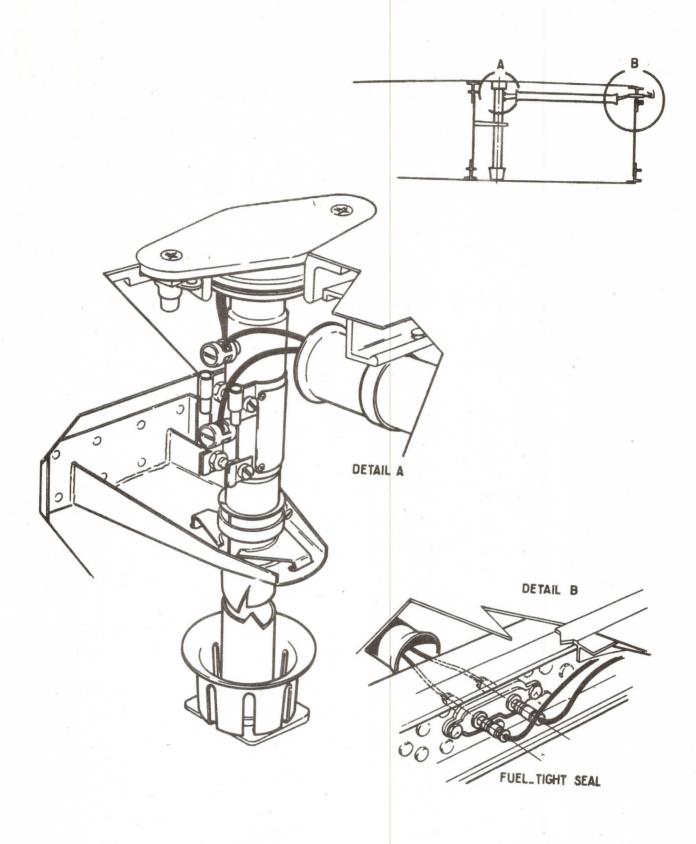
CONTROL



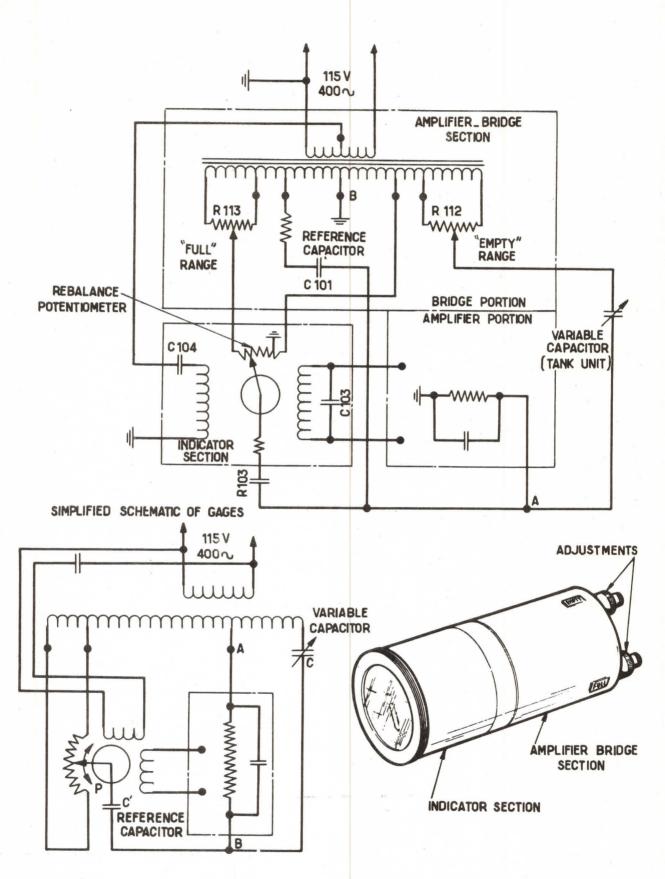
T 42 h 27 FUEL TEMPERATURE CONTROL AND WARNING



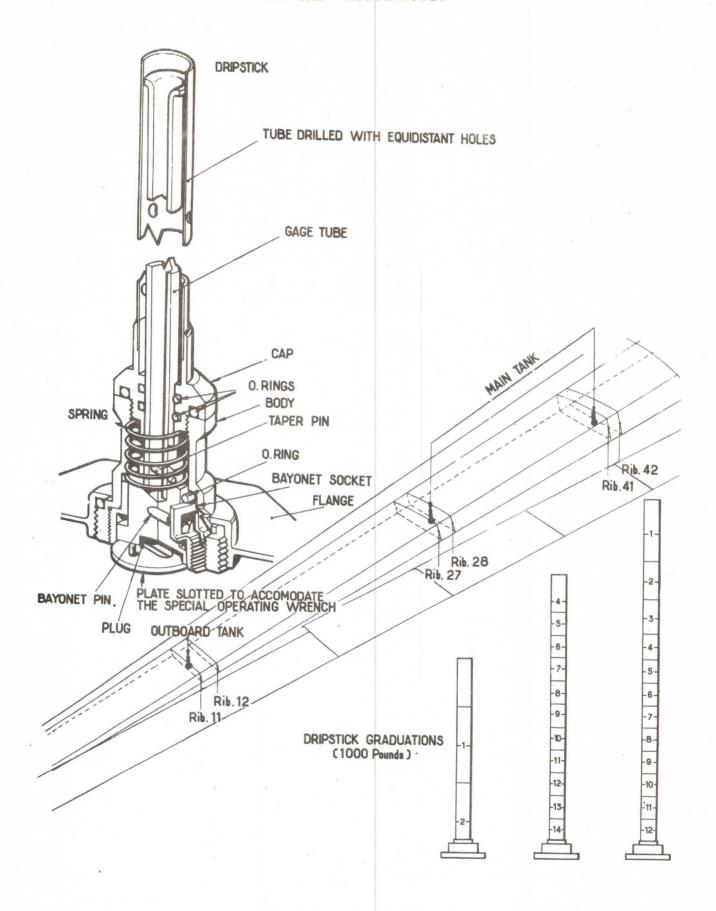
T 42 h 28 FUEL QUANTITY INDICATING SYSTEM



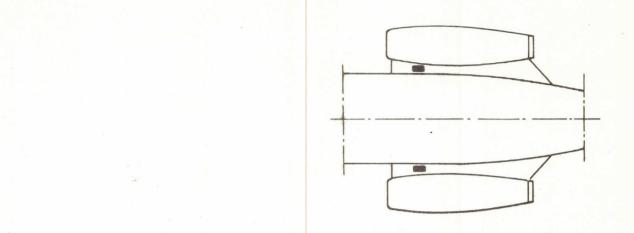
T 42 h 29 GAGE PROBES MOUNTINGS

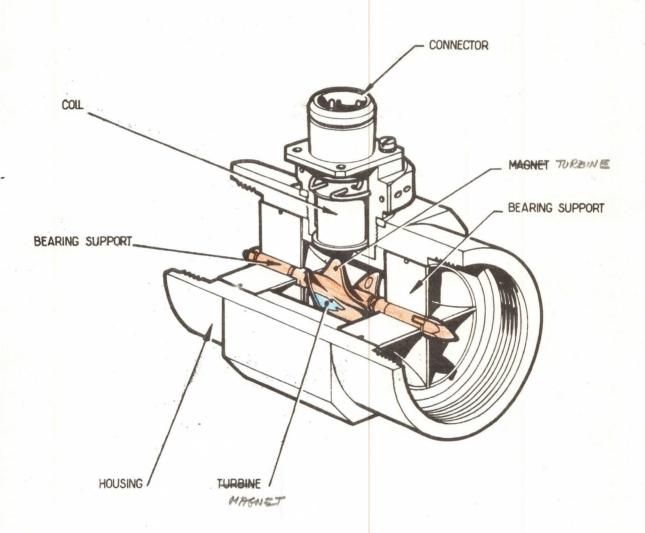


T 42 h 30 ELECTRICAL CIRCUIT OF THE FUEL QUANTITY INDICATORS

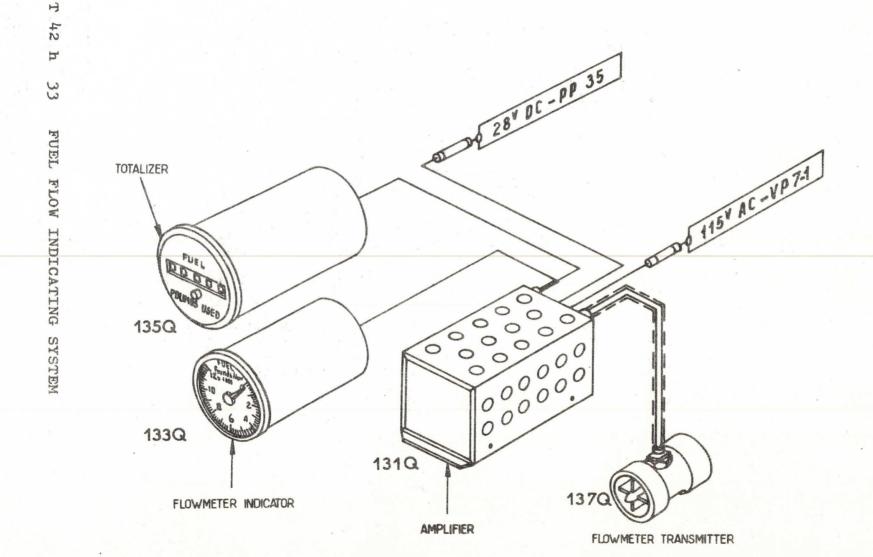


T 42 h 31 DRIPSTICKS

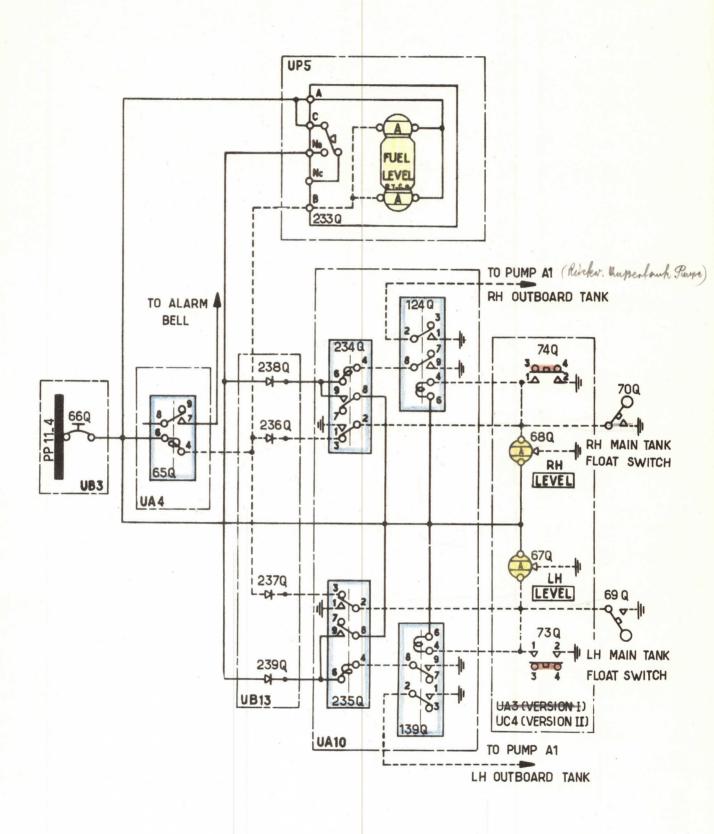




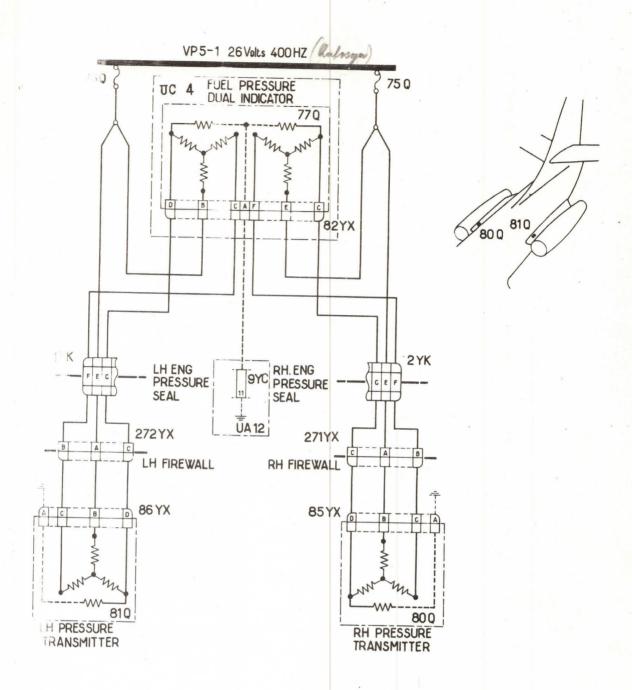
T 42 h 32 FUEL FLOWMETER TRANSMITTER





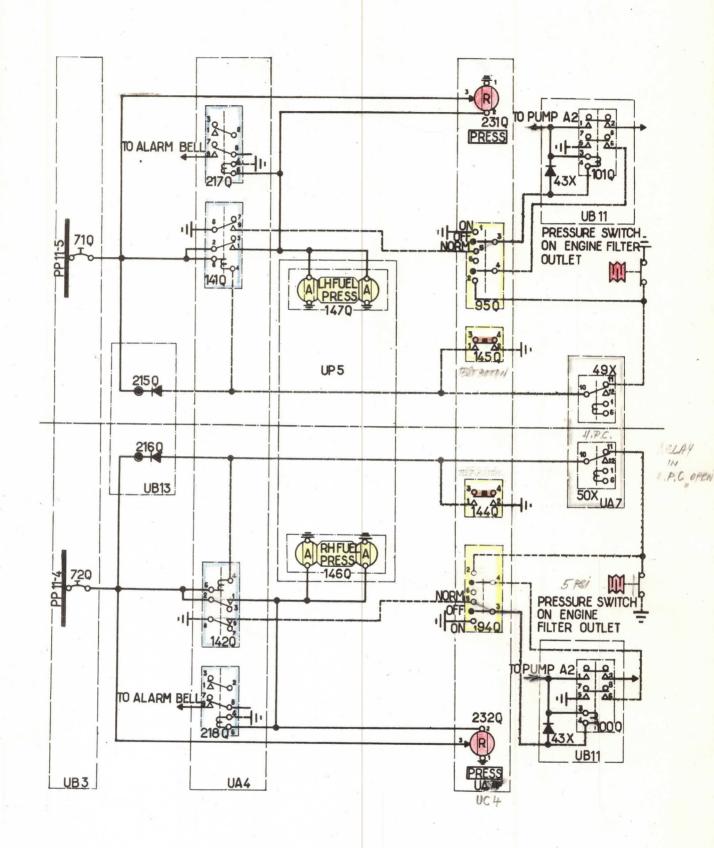


T 42 h 34 LOW LEVEL WARNING SYSTEM

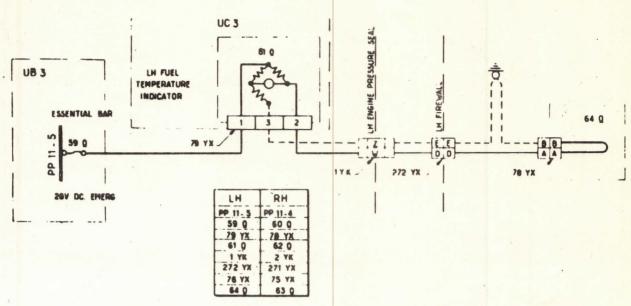


T 2 h 35 FUEL PRESSURE INDICATORS

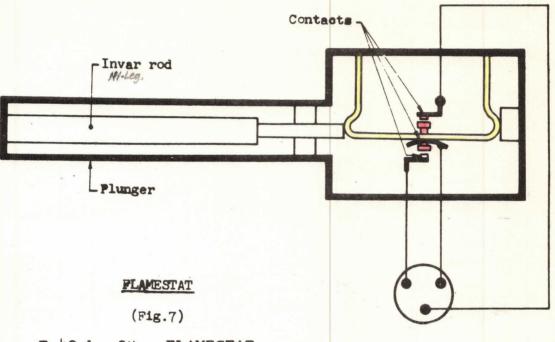




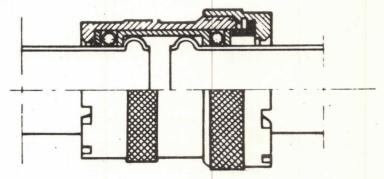
T 42 h 36 FUEL LOW PRESSURE WARNING SYSTEM



T 42 h 37 FUEL TEMPERATURE INDICATORS



T 42 h 38 FLAMESTAT



T 42 h 39 WIG-O-FLEX UNION



S.E. 210 "CARAVELLE VI R"

Schulungsunterlagen

T 41 f T 42 a T 42 b T 42 c T 42 d	AUTO PILOT COMMUNICATIONS ELECTRICAL POWER
T 42 e T 42 f	EQUIPMENT FIRE PROTECTION
T 42 g	FLIGHT CONTROL
T 42 h	FUEL
T 42 i	HYDRAULIC POWER
T 42 j	ICE AND RAIN PROTECTION
T 42 k	INSTRUMENTS
T 42 1	LANDING GEAR
T 42 m	LIGHTS
T 42 n	NAVIGATION
T 43 a	
Т 43 в	
T 45 a	
Т 45 в	
T 45 C	ENGINE DESCRIPTION
T 45 d	ENGINE FUEL AND CONTROL
T 45 e	COMPRESSOR AIRFLOW CONTROL
T 45 f	AIR
	OIL-SYSTEM
T 45 i	COOLING AND SEALING AIR
T 45 j	POWER PLANT DRAINS
T 45 k	
17	STARTING AND IGNITION
T 45 m	ENGINE INDICATING
T 45 n	
T 45 0	
	GROUND RUNNING
T 45 x	OPERATION OF AVON 533 R ENGINE
12	THE THE THE THE THE THE THE THE

AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

HYDRAULIC POWER

(S.E. 210, ATA-Ref. 29)

T 42 i

Bearbeitet:

Greda

Ausgabe:

or specific

2/1/63



HYDRAULIC POWER

Inhaltsangabe

- 1. General
- 2. Main hydraulic system
 - A. Green system
 - B. Blue system
 - (1) Reservoirs
 - (2) Shut-off valve
 - (3) Pumps
 - (4) High pressure filter
 - (5) Low flow indicator
 - (6) Pressure regulator
 - (7) Accumulators
 - (8) Thermal pressure relief valve
 - (9) Pressure drop switch
 - (10) Filler connectors
 - (11) Triple ground connector
 - C. Leak collector system
 - D. Pressurization of reservoirs
- 3. Auxiliary hydraulic system
 - A. Description
 - B. Yellow system
 - (1) Selector valve
 - (2) Electro pump
 - (3) Pressure switches



- (4) Pressure relief valve
- (5) Mechanical controls
- (6) Electrical controls
- C. Red system
 - (1) Reservoir
 - (2) Electro pump
- (3) Pressure switches
 - (4) Hand pump
 - (5) Operation controls
- 4. Indicating
 - A. Description
 - B. Quantity Green and Blue Reservoir
 - C. Quantity Red Reservoir
 - D. Pressure indicator
 - (1) Green and blue system
 - (2) Pressure drop alarm and indicators
 - (3) Yellow and red system
- 5. Bauteilliste

HYDRAULIC POWER

1. General (Abb. 1)

In der S.E. 210 "Caravelle VI R" sind vier einzelne Hydraulik-Systeme eingebaut. Zwei Hauptsysteme für die wichtigsten Hydraulikanlagen der Maschine und zwei unabhängige Notsysteme.

Jedes der beiden Hauptsysteme besitzt zwei Druckpumpen, die von den Triebwerken angetrieben werden, sowie zwei Druckregler. Der eine Druckregler ist für Normalbetrieb bestimmt, während der zweite nur bei Versagen des ersten Druckreglers in Tätigkeit tritt.

Die vier Hydraulik-Systeme sind durch einen Farbkode gekennzeichnet und haben folgende Aufgaben:

Das grüne Hauptsystem versorgt sämtliche Hydraulikanlagen mit Ausnahme des vorderen Teiles der servo control actuators, sowie zwei der vier artificial feel actuators und der parking brake.

Das blaue Hauptsystem versorgt nur den vorderen Teil der servo control actuators und die zwei restlichen artificial feel actuators.

Das gelbe Notsystem gewährleistet eine weitere einwandfreie Funktion der servo control actuators und der artificial feel actuators, falls das grüne oder blaue Hauptsystem ausfällt. Dieses System besitzt kein eigenes Reservoir, sondern wird jeweils vom grünen oder blauen Reservoir angespeist.

Das rote Notsystem ist ein vollständig unabhängiges System mit einem eigenen Reservoir. Es versorgt das normale parking brake system und im Notfall das landing gear lowering system, das emergency wing flap operation system und das emergency brake system. Dieses System kann entweder von einer elektrisch angetriebenen Druckpumpe oder von einer Handpumpe mit Drucköl angespeist werden.



Um eine weitgehende Unabhängigkeit vom elektrischen Bordnetz zu gewinnen, ist der Großteil der controls für die einzelnen Hydraulik Systeme mechanisch ausgeführt. Die elektrisch angetriebenen Druckpumpen im gelben und roten Hydraulik-System können kurzzeitig mit den Notbatterien betrieben werden.

2. Main hydraulic system

A. Green system (Abb. 2 und 3)

Folgende Hydraulikanlagen werden vom grünen Hauptsystem versorgt:

Der rückwärtige Teil der servo control actuators,
der wing flap hydraulic motor,
die speed brake actuating cylinders,
die landing gear actuating cylinders,
die landing gear door actuating cylinders,
die spoiler actuating cylinders,
das nose wheel steering system,
die main landing gear wheel brakes,
das stairway hydraulic system,

zwei der vier artificial feel actuating cylinders.

An jeder engine accessory gear box ist eine Druckpumpe für das grüne System. Die Saugseite der Pumpen ist über ein shut-off valve mit dem Reservoir verbunden. Die Druckseite jeder Pumpe ist über ein Filter, ein check valve und einen low flow indicator an die pressure regulators angeschlossen. Von diesen werden unter Zwischenschaltung von accumulators die manifolds angespeist, über welche die Verteilung des Drucköles an die einzelnen Hydraulikanlagen erfolgt.

B. Blue System (Abb. 4 und 5)

Dieses System versorgt ausschließlich Hydraulikanlagen des Flight control system wie:

> den vorderen Teil der servo control actuators die beiden restlichen artificial feel actuating cylinders.

Im Prinzip sind Druckerzeugung und Druckregulierung im blauen System genauso aufgebaut wie im grünen System. Die beiden an den engine accessory gear boxes montierten Pumpen saugen über shut-off cocks vom Tank an und pressen das Drucköl durch filters, check valves und low flow indicators zu den pressure regulators. Von den pressure regulators gelangt das Drucköl über einen Verteilerblock, an dem außerdem ein accumulator angeschlossen ist, zu den beiden Hydraulikanlagen des flight control system.

(1) Reservoirs (Abb. 6 und 7)

Hinter frame 60 ist auf der linken Seite der Tank des grünen und auf der rechten Seite der Tank des blauen Systems
montiert. Beide Tanks haben zylindrische Form, sie sind
geschweißte Leichtmetallkonstruktionen und besitzen Anschlüsse für Saug- bzw. Retourleitungen. Der untere Teil
jedes Tanks ist als Nottank entworfen und beinhaltet außerdem ein Filter für das Rücköl. Die beiden Tanks haben folgende Kapazität:

Grüner Tank:

	Gesamtvolumen	53	1	
	Hydraulikflüssigkeit	40	1	
	Nottank	6	1	
Blauer Tank				
	Gesamtvolumen	22	1	
	Hydraulikflüssigkeit	17	1	
	Nottank	6	1	

(2) Shut-off valves (Abb. 8)

Auf der linken und rechten Rumpfseite zwischen frame 50 und frame 53 sind je zwei solcher "Whittaker shut-off valves", eines für die Saugleitung der grünen Pumpe und eines für die Saugleitung der blauen Pumpe. Sie werden von Elektromotoren betätigt, welche durch am right overhead switch panel (UP 7) angeordnete Schalter kontrolliert werden. Über jedem Schalter ist ein magnetic indicator, der bei geschlossenem cock ein schwarzes und bei offenem cock ein weißes Feld zeigt. Normalerweise werden die cocks nur bei Pumpenwechsel geschlossen.



- (3) Pumps (Abb. 9 und 10)
 Die von der Firma Air Equipment erzeugten Pumpen der Hydraulikanlagen sind als Zahnradpumpen ausgebildet und im stubwing an der engine accessory gear box montiert. Jede Pumpe des grünen Systems liefert bei Reisedrehzahl etwa 28 l.p.m.; jede Pumpe des blauen Systems etwa 14 l.p.m.
- (4) High pressure filter (Abb. 11)

 In der Druckleitung befindet sich nach jeder Pumpe ein solches high pressure filter. Jedes Filter ist, um bei starker Verschmutzung eine Blockierung der Leitung zu verhindern, mit einem relief valve versehen. Bei den Filtern des grünen Systems sind die Ventile auf 2,1 kp/cm² (30 psi) eingestellt, bei den Filtern des blauen Systems auf 1,4 kp/cm² (20 psi). Einbauort: 5 Uhr Position im Rumpf bei frame 48.
- (5) Low flow indicator (Abb. 12 und 46)
 Unmittelbar nach jedem high pressure filter ist ein low
 flow indicator eingebaut. Fällt die Lieferleistung einer
 Pumpe auf ein Fünftel des Normalwertes, so wird im low flow
 indicator ein Schalter betätigt, der dann am right overhead
 switch panel (UP 7) eine entsprechende Lampe zum aufleuchten bringt.
- (6) Pressure regulators (Abb. 13 und 14)

 In jedem der beiden Haupt-Hydraulik-Systeme sind zwei parallelgeschaltete Druckregler der Firma Automotive Products (Lizenz Lockheed).

 Der erste Druckregler hält den Druck zwischen 2150 und 2650 psi. Versagt dieser Druckregler, so tritt der zweite in Aktion und regelt den Druck im System zwischen 2550 ± 50 psi und 3050 ± 600 psi.



(7) Accumulators (Abb. 18)

Insgesamt sind neun accumulators in der S.E. 210 "Caravelle VI R" eingebaut.

- 6 accumulators im rückwärtigen unteren Frachtraum zwischen frame 45 und 48 in 5 Uhr Position.
- 2 accumulators im compartment des roten Hydraulik-Systems an der rechten Seite des Cockpit.
- 1 accumulator im Unterflur zwischen frame 9 und 11 in 5 Uhr Position.
- (8) Thermal pressure relief valves (Abb. 15)

 Diese Ventile begrenzen jenen Überdruck in den Systemen,
 welcher etwa durch Temperaturanstieg zustande kommt. Sie
 öffnen bei 3 600 psi und schließen, wenn der Druck auf
 2 000 psi abgefallen ist.
- (9) Pressure drop switch (Abb. 16)

 Sowohl im grünen wie auch im blauen System ist ein solcher

 Druckschalter eingebaut. Er arbeitet nach dem Federrohrprin
 zip. Fällt der Druck im System auf 1 400 ± 100 psi, so

 schließt er einen Kontakt und im Cockpit leuchtet ein Warnlicht auf. Einbauort: hydraulic panel bei frame 43 in 5
- (10) Filler connectors (Abb. 17)

Uhr Position.

Für beide Haupt-Hydraulik-Systeme sind hinter frame 60 Auffüll- und Überlaufanschlüsse. Jene für das grüne System befinden sich in 8 Uhr Position, jene für das blaue System in 4 Uhr Position.

(11) Triple ground connectors (Abb. 17)

Um die Funktion des grünen bzw. blauen Hydraulik-Systems auch am Boden bei stehendem Triebwerk überprüfen zu können, sind auf der Rumpfaußenseite zwischen frame 44 und 45 (4 Uhr Position) sechs Anschlüsse unter einer Zugangs-klappe angeordnet. Zwei dieser Anschlüsse führen zu den Tanks, die restlichen vier zu den Druckleitungen zwischen high pressure filter und low flow indicator.



C. Leak collector system (Abb. 19)

Die Maschine ist mit einem leak collector system ausgerüstet, in dem sich das gesamte Lecköl, welches bei den verschiedenen Bauteilen austritt, sammelt. Tropftassen dieses Systems sind bei folgenden Bauteilen angeordnet:

den stairway locking cylinders
den grünen und blauen Tanks
den shut-off valves und ihren Leitungen
den high pressure filters
beim main hydraulic panel
den flap motors
beim red hydraulic panel

Alle diese Tropftassen sind durch Leitungen mit drain valves in Verbindung, welche an folgenden Positionen der Rumpfunterseite angebracht sind: frame 9, 42, 49, 51 und 60.

D. Pressurization of reservoirs (Abb. 20, 21, 22 und 23)

Die beiden Tanks der Haupt-Hydraulik-Systeme werden mit Luft,
die den Triebwerkskompressoren entnommen wird, unter Druck gesetzt. Genau genommen wird diese Luft innerhalb der Motorgondel
aus der Hauptleitung für die Heißluftenteisung abgezweigt. Diese Luft wird dann über ein restriction und ein check valve zu
einer cross feed line geführt. Zwischen dieser Leitung und jedem Tank ist ein pressure reducing valve eingebaut, welches den
Druck auf 1,2 kp/cm² (17 psi) reduziert.

Weiters befindet sich an jedem Tank ein pressure relief valve, das bei Versagen des pressure reducing valve in Aktion tritt und auf $1,5~\mathrm{kp/cm}^2$ (22 psi) eingestellt ist. Außerdem ist an jedem Tank ein auf $40~\mathrm{p/cm}^2$ (0,6 psi) eingestelltes negative pressure valve und ein check valve.



3. Auxiliary hydraulic systems

A. Description

Unter den auxiliary hydraulic systems versteht man das gelbe und das rote Hydraulik-System.

Das gelbe System versorgt den vorderen oder den rückwärtigen Teil der servo control actuators und die artificial feel actuating cylinders, falls das grüne oder das blaue Hauptsystem ausfällt. Es besitzt eine elektrisch angetriebene Druckpumpe, die jeweils aus dem grünen oder blauen Tank ansaugt.

Das rote System besitzt ein eigenes Reservoir und eine elektrisch angetriebene Druckpumpe. Zusätzlich ist in diesem System eine Handpumpe, welche durch den Co-Piloten im Cockpit betätigt werden kann.

Dieses System versorgt die normale Parkbremse und im Notfall die nachstehend angeführten Anlagen:

- landing gear extension
- landing gear doors
- wing flap emergency motor
- brakes

B. Yellow system (Abb. 24, 25 und 26)

Die Pumpe saugt über ein selector valve aus dem Filtergehäuse des grünen oder blauen Tanks an und preßt das Drucköl über ein Filter, ein Rückschlagventil und einen Akkumulator zu einem Verteilerblock. Über ein zweites selector valve wird dann das Drucköl den Hydraulikanlagen des flight control system zugeführt.



(1) Selector valves (Abb. 27)

Beide selector valves sind auf der rechten Seite unter dem Kabinenboden zwischen frame 43 und 44 montiert. Eines kontrolliert die Saugleitung, das andere die Druckleitung des gelben Systems. Sie werden über Seile vom Cockpit aus gleichzeitig bedient.

(2) Electro pump (Abb. 18)

Die Pumpe selbst ist von der gleichen Type wie die Pumpen des blauen Hauptsystems. Sie ist direkt mit einem Elektromotor zusammengebaut und liefert, da sie etwas langsamer dreht, etwa 9 Liter pro Minute. Einbauort: Rechte Seite unter dem Kabinenboden zwischen frame 44 und 45.

(3) Pressure switches (Abb. 18)

Beide Schalter sind in den Steuerstromkreis des Motors der Pumpe des gelben Systems eingeschaltet und regeln den Druck zwischen 1 700 und 2 500 psi.

(4) Pressure relief valve (Abb. 28)

Sollten beide pressure switches versagen und der Druck im System auf 3 000 psi ansteigen, so öffnet dieses Ventil und läßt das Drucköl in die Saugleitung der Pumpe ab.

(5) Mechanical controls (Abb. 29, 30 und 31)

Die Selektion des gelben Systems erfolgt durch den "Yellow selector lever" am rückwärtigen Teil des main control pedestal UD 1. Dieser Hebel ist normalerweise in der Mittelstellung. Wird der Hebel um etwa 30° nach vorne und dann um 30° nach links bewegt, so schaltet sich das gelbe System ein und tritt an Stelle des blauen Systems. Wird der Hebel um etwa 30° nach hinten und dann um 30° nach links bewegt, so schaltet sich ebenfalls das gelbe System ein und übernimmt bei den Hydraulikanlagen des flight control system die Funktion des grünen Systems.



(6) Electrical controls (Abb. 32)

Die elektrischen controls für das gelbe System sind am right overhead switch panel (UP 7) zusammengefaßt. Sie umfassen einen Umschalter auf pressure switch Nr. 1 oder Nr. 2 und eine Anzeigelampe, die aufleuchtet, wenn der Pumpenmotor läuft.

C. Red system (Abb. 33, 34, 35 und 36)

Die meisten Bauteile des roten Hydraulik-Systems sind in einem eigenen compartment auf der rechten Seite des Cockpit untergebracht. Die Elektropumpe saugt über eine kurze Leitung aus dem Reservoir an und preßt das Drucköl über ein Filter zum main pressure manifold (Verteilerblock). Von diesem Verteilerblock führen Leitungen zum wing flap motor, brake accumulator, landing gear accumulator und handpump manifold. Bei Ausfall der Elektropumpe kann mit einer Handpumpe Drucköl direkt in den handpump manifold gepumpt werden, um das Fahrwerk auszufahren bzw. nach öffnen des wheel brakes emergency isolating valve den brake accumulator aufzufüllen.

(1) Reservoir (Abb. 37)

Der Tank des roten Systems ist im Prinzip genauso aufgebaut wie die Tanks des grünen oder blauen Systems. Allerdings ist seine Kapazität etwas geringer (14 Liter). Er ist im "Red System" compartment montiert und besitzt ein Schauglas, um den Flüssigkeitsspiegel kontrollieren zu können.

(2) Electro pump (Abb. 33)

Dieser Bauteil ist im red system compartment untergebracht. Die Pumpe selbst ist vom gleichen Typ wie die Pumpen des blauen Hauptsystems.



(3) Pressure switches (Abb. 32)

Wird das rote System eingeschaltet, so tritt gleichzeitig einer dieser beiden in den Stromkreis des Pumpenmotors eingeschalteten pressure switches in Aktion und regelt den Druck auf 2 000 psi bis 2 500 psi.

(4) <u>Hand pump</u> (Abb. 39)

Dieses Gerät ist rechts vom Co-Pilotensitz am Boden des Cockpits montiert. Es besteht im Prinzip aus zwei Kolbenpumpen, die über einen gemeinsamen Hebel betätigt werden.

(5) Operation controls (Abb. 32 und 33)

Die elektrischen controls für das rote Hydraulik-System sind am right overhead switch panel (UP 7) angebracht. Sie bestehen aus einem Schalter mit den Positionen "OFF", "1" und "2" und einer Anzeigelampe für den Pumpenmotor. Die mechanischen controls sind rechts vom Co-Pilotensitz ange-ordnet und umfassen die Handpumpe, welche direkt das Selektirventil zum Notausfahren des Fahrwerks anspeist, sowie das wheel brakes emergency isolating valve (Hand valve), über das der accumulator des wheel brakes emergency system mit der Handpumpe aufgeladen werden kann.

4. Indicating

A. Description (Abb. 40 und 41)

Die Anzeigen und Warnlichter für die Hydraulik-Systeme sind auf folgenden panels untergebracht:

overhead warning panel UP 5
right overhead control panel UP 7
control pedestal UD 1



B. Quantity - Green and Blue Reservoir (Abb. 42 und 43)

Beide Reservoirs sind mit einem Autosyn transmitter ausgestattet. Jeder transmitter besitzt am Reservoir selbst ein Anzeigegerät und steuert außerdem ein Anzeigegerät am right overhead control panel UP 7. Sinkt der Flüssigkeitsspiegel im Tank auf einen bestimmten Wert, so wird im transmitter ein Schalter betätigt, der folgende Signale auslöst:

Ein Warnlicht "Low Level" am UP 7 Panel
Ein Warnlicht "Hydraulic Level" am UP 5 Panel
Ein Glockensignal

Der Schalter im transmitter des grünen Reservoirs ist auf 20,5 Liter eingestellt, der Schalter im transmitter des blauen Reservoirs auf 8 Liter.

C. Quantity - Red Reservoir (Abb. 33 und 37)

Der Tank des roten Hydraulik-Systems besitzt zur Überwachung des Flüssigkeitsspiegels nur ein Schaurohr, welches durch ein Fenster in der Verkleidung des "Red system" compartment beobachtet werden kann.

D. Pressure indicator

- (1) Green and blue system (Abb. 41 und 44)

 Am main pressure manifold des grünen und des blauen Systems ist ein pressure transmitter angeschlossen, welcher über ein Autosyn-System ein Anzeigegerät am right overhead switch panel UP 7 steuert.
- (2) Pressure drop alarm and indicators (Abb. 45)
 Sowohl das grüne als auch das blaue Hydraulik-System besitzen einen solchen pressure drop switch. Die pressure drop switches sind auf 100 kp/cm² (1 400 psi) eingestellt. Fällt der Druck im Hydraulik-System unter diesen Wert, so werden folgende Signale ausgelöst:



Ein Warnlicht "Servo Control" am Panel UP 5
Ein Warnlicht "Green" bzw. "Blue low pressure" am
control pedestal UD 1

Ein Glockensignal

(3) Yellow and red System (Abb. 41 und 44)

Am pressure manifold des gelben und des roten Hydraulik-Systems ist je ein pressure transmitter angeschlossen, welcher über ein Autosyn-System ein Anzeigegerät am right overhead switch panel UP 7 steuert.

5. Bauteilliste

Die nachstehend angeführte Bauteilliste bezieht sich auf die beigelegte "Hydraulic System"-Zeichnung.

	Zone	Nummer	Erzeuger	Stück	Bauteil
	Green	Power S	Supply (normal)		
	L5	1	S.A.	1	Reservoir Equipped with:
	L5	2	Lock-Franc	1	Filter Element
	J5	3	Whittaker	1	LH Pump Supply Shut-Off Valve
	J1		Whittaker	1	RH Pump Supply Shut-off Valve
	J5	4 5	Air-Equip.	1	LH Hydraulic Pump, AE 30.070
1	J1	6	Air-Equip.	1	RH Hydraulic Pump, AE 30.070
	J3	7-8	Lock-Franc	2	HP Filter
	H2	9-10	Parker	2	Multiple Check Valve
	H2	11	Air-Equip.	1	Low flow Indicator
	H2	12	Air-Equip.	1	Low flow Indicator
	G1	13	Automot.	1	Pressure Regulator, Type 43444
	G1	14	Automot.	1	Pressure Regulator, Type 44816
	i2	15-16	Air-Equip.	2	Long Accumulator equipped with:
	J1	17-18	Bourdon	2	Pressure Gauge (0-3 000 psi)
	i-J1		Parker	2	Charging Valve
	D3	21	US-Gauge	1	Pressure Transmitter
	H2	22	Cook	1	KILOTROL Pressure Switch (1 400 psi)
	G2	23	Parker	2	Check Valve
	i2	24	Air-Equip.	1	Short Accumul., Press. Gage, Charging Valve
	F2	25	Automot.	2	Thermal Pressure Relief Valve
	i1	26-27	Aéroquip.	2	Ground Pressure Connector
	i1	28	Aéroquip.	1	Ground Suction Connector
	L5	29	Wiggins	1	Overflow Connector
	L5	30	Aéroquip.	1	External Filler Connector



-	Zone	Nummer	Erzeuger	Stück	Bauteil
	В2	31	Aéroquip.	1	Internal Filler Connector
	i2	32	Air-Equip.	1	Long Accumulator
	H4		Lock-Franc	1	Micronic HP Filter
		33		1	
	K4	34	Semca	1	Air Pressure Reducing Valve 2406-EQ-1G
	K5	35	Semca	1	Check Valve
	L4	36	Semca	1	Check Valve
	L4	37	Semca	7	Reservoir Air Pressure Relief Valve
	L4	38	Semca	1	Reservoir Vacuum Relief Valve
	i1	39	Automot.	1	Manual Pressure Release Valve
	i1	40	Automot.	1	Manual Pressure Release Valve
	K5	41	Parker	1	Check Valve
	i2	42	Parker	1	Check Valve
	J1	43	Automot.	1	Manual Pressure Release Valve
	Blue	Power Su	pply (Normal)		
	L1	50	S.A.	1	Reservoir Equipped with:
	L1	51	Lock-Franc	1	Filter Element
	K1	52	Whittaker	1	RH Pump Supply Shut-Off Valve
	K5	53	Whittaker	1	LH Pump Supply Shut-Off Valve
	K1	54	Air-Equip.	1	RH Hydraulic Pump, AE 30.080
	K5	55	Air-Equip.	1	LH Hydraulic Pump, AE 30.080
	J3	56-57	Lock-Franc	2	HP Filter
	H2-3	58-59	Parker	2	Multiple Check Valve
	H2 ·	60	Air-Equip.	1	Low Flow Indicator
	H3	61	Air-Equip.	1	Low Flow Indicator
	G2	62	Automot.	1	Pressure Regulator, Type 43444
	G2	63	Automot.	1	Pressure Regulator, Type 44816
	i2	64	Air-Equip.	1	Long Accumul., Press.Gage, Charging Valve
	G2	65	Automot.	1	Thermal Pressure Relief Valve
	H3	66	Lock-Franc	1	Micronic HP Filter
	H2	67	Cook	1	KILOTROL Pressure Switch (1 400 psi)
	D3	68	U.SGauge	1	Pressure Transmitter
	i1	69-70	Aéroquip.	2	Ground Pressure Connector
	i1	71	Aéroquip.	1	Ground Suction Connector
	L1	72	Wiggins	1	Overflow Connector
	L1	73	Aéroquip.	1	External Filler Connector
	B2	74	Aéroquip.	1	Internal Filler Connector
	J1	75	Automot.	1	Manual Pressure Release Valve
	K1	76	Parker	1	Check Valve
	i2	77	Parker	1	Check Valve
	K1	78	Semca	1	Air Pressure Reducing Valve 2406-EQ-1G
	K1	79	Semca	1	Check Valve
	L1	80	Semca	1	Check Valve
				1	
	L1	81	Semca	1	Reservoir Air Pressure Relief Valve



Zone	Nummer	Erzeuger	Stück	Bauteil
Yello	w Power	Supply		
H4	90	Air-Equip.	1	Three-Position Suction Selector Valve
i3	91	Air-Equip.	1	Hydraulic Pump, AE 30.080
i3	92	SEB	1	Electric Motor, Type 842 A
H2	93	Parker	1	Check Valve
H2	94	Lock-Franc	1	HP Filter
J2	95	Air-Equip.	1	Short Accumul., Press.Gage, Charging Va
D3	96	U.SGauge	1	Pressure Transmitter
H2	97	Automot.	1	Adjustable Pressure Relief Valve
J1	98	Automot.	1	Manual Pressure Release Valve
H2	99	Cook	2	KILOTROL Pressure Switch (1700 - 2500)
i4	100	Air-Equip.	1	Three-Position Pressure Selector Valve
i4	101	Aéroquip.	1	Self-Sealing Quick-Disconnect Coupling
i4	102	Parker	1	Check Valve
i3	103	Parker	1	Check Valve
Red P	ower Sup	ply		
B1	110	S.A.	1	Reservoir Equipped with:
B1	111	Lock-Franc	1	Filter Element
B1	112	Air-Equip.	1	Hydraulic Pump, AE 30.080
B1	113	BTH	1	Electric Motor, Type 1915
B1	114	Lock-Franc	1	HP Filter
B1	115	Parker	1	Check Valve
C1	116	Air-Equip.	1	Accumulator, Press.Gage, Charging Valve
A1	117	Cook	2	KILOTROL Pressure Switch (2000 - 2500)
B2	118	Automot.	1	Manual Pressure Release Valve
B2	119	Automot.	1	Adjustable Pressure Relief Valve
B2	120	Parker	3	Check Valve
B3	121	Air-Equip.	2	Hand Pump, Type 33921
B2	122	Automot.	1	Check Valve
B1	123	Wiggins	1	Overflow Connector
A1	124	Aéroquip.	1	External Filler Connector
B2	125	Aéroquip.	1	Internal Filler Connector
A1	126	U.SGauge	1	Pressure Transmitter
B1	127	Aéroquip.	1	Self-Sealing Quick-Disconnect Coupling
C3	128	Parker	2	Check Valve
B2	129	Parker	2	Check Valve
C1	130	Air-Equip.	1	Accumulator, Press.Gage, Charging Valve
Servo	Actuato	rs & Artificia	al Feel	
				Programo Mrongwith (a-)
1 - 1	133	U.SGauge Automot.	1	Pressure Transmitter (Green) Artif. Feel Selector Valve (Green)
L1 L1		ELLI L. CATHLEA C.	1	ACULL, reel Delector Valve (Green)
L1	134		-	
L1 H4	135	Automot.	1	Green Servo-Actuator Selector-Valve
L1			-	



 in a design of the second space of				
Zone	Nummer	Erzeuger	Stück	Bauteil
D4	470	Air Bassin	4	RH Aileron Servo-Actuator
D1	138	Air-Equip.	1	Rudder Servo-Actuator
L4	139	Air-Equip.	1	Elevator Servo-Actuator
M2	140	Air-Equip.	2	Check Valve
K2 L2	141	Parker Automot.	1	Thermal Pressure Relief Valve
K1	142	Hobson	1	Artif. Feel Pressure Control Valve (Blue)
L2	143	Automot.	1	Artif. Feel Selector Valve (Blue)
L2	144 145	U.SGauge	1	Pressure Transmitter (Blue)
L2	146	Hobson	1	Rudder Feel Simulator Jack (Blue)
L2	147	Hobson	1	Elevator Feel Simulator Jack (Blue)
M1	148	Hobson	1	Rudder Feel Simulator Jack (Green)
M1	149	Hobson	1	Elevator Feel Simulator Jack (Green)
M1	150	Hobson	1	Artif. Feel Pressure Control Valve (Green)
M1	151	Parker	2	Check Valve
M1	152	Automot.	1	Thermal Pressure Relief Valve
1/1 (1)2	Accomo c.		Ineimai lleggale heiler varvo
Landi	ng Gear			
G4	153	Air-Equip.	1	Landing Gear Selector Valve (Normal)
C4	154	Hispano	1	Nose Gear Actuating Cylinder
C4	155	Hispano	1	Shuttle Valve
C4	156	Hispano	1	Nose Gear Sequence Valve
C4	157	Hispano	1	Nose Gear Uplock Release Cylinder with:
C4	158	Hispano	1	Shuttle Valve
 D4	159	Hispano	1	LH Main Gear Actuating Cylinder with:
D4	160	Hispano	1	Shuttle Valve
C2-4	161	Hispano	2	Main Gear Uplock Release Cylinder with:
C2	162	Hispano	2	Shuttle Valve
D2	163	Hispano	1	RH Main Gear Actuating Cylinder with:
D2	164	Hispano	1	Shuttle Valve
C2	165	Automot.	1	Landing Gear Selector Valve (Emergency)
G3	166	Parker	1	Check Valve
Nosew	heel Ste	ering & Main	Gear Door	<u>rs</u>
C4	170	Parker	1	Check Valve
B4	171	Hispano	1	Nose Wheel Steering Cylinder
B4	172	Hispano	1	Nose Wheel Centering Cylinder
C2-4		Hispano	2	Main Gear Door Servo-Actuator
		_		
Wheel	. Brakes			
A3	180	Hispano	1	Normal Pressure Reducing Valve
B3	181	Hispano	1	Emergency Pressure Reducing Valve
A4	182	Hispano	1	Brake Control Valve
B3	183	Hispano	1	Filter
B3	184	Hispano	1	Filter
A4	186	Hispano	1	Selector Valve



	Zone	Nummer	Erzeuger	Stück	Bauteil	
	А3	187	U.SGauge	1	Pressure Transm. (Normal Green)	
	B3	188	U.SGauge	1	Pressure Transm. (Emergency Red)	
	D3	189	U.SGauge	. 2	Pressure Transm. (LH/RH Brakes-Green)	
	D3	190	U.SGauge	2	Pressure Transm. (LH/RH Brakes-Red)	
	C4	191	Hispano	1	Maxaret Anti-Skid Unit, SIPOF	
	C2	192	Hispano	1	Maxaret Anti-Skid Unit, SIPOF	
	C4	193	Hispano	1	Maxaret Anti-Skid Unit, SOPIF	
	C2	194	Hispano	1	Maxaret Anti-Skid Unit, SOPIF	
	D4	195	Hispano	1	Maxaret Anti-Skid Unit, SIPOR	
	D2	196	Hispano	i	Maxaret Anti-Skid Unit, SIPOR	
	D4	197	Hispano	1	Maxaret Anti-Skid Unit, SOPIR	
	D2	198	Hispano	1	Maxaret Anti-Skid Unit, SOPIR	
	D2-4	199	Hispano	4	Brake Supply Relay Valve (LH Fwd/RH Aft)	
	D2-4	200	Hispano	4	Brake Supply Relay Valve (RH Fwd/LH Aft)	
	B2	201	Automot.	1	Thermal Pressure Relief Valve	
	B2	202	Rep.Manuf.	1	Shut-Off Valve	
	В3	203	Parker	1	Check Valve	
	B3	204	Air-Equip.	1	Short Accumulator.	
	B3	205	Automot.	1	Manual Pressure Release Valve	
	B3	206	Bourdon	1	Pressure Gauge	
	B3	207	Parker	1	Charging Valve	
	Wing	Flaps				
	G4	210	Hobson	1	Flap Motor Assembly	
	C2	211	Air-Equip.	1	Emergency Selector Valve	
	Speed	Brakes				
	G3		Automot.	. 4		
)	D5	215		1	Speed Brake Selector Valve	
	D1	216	Air-Equip.	1	LH Lock-Out Valve	
	C5	217 218	Air-Equip.	1	RH Lock-Out Valve	
	C1	219	Air-Equip.	2	LH Speed Brake Actuating Cylinder	
	01	219	Air-Equip.	2	RH Speed Brake Actuating Cylinder	
	Spoil	ers				
	D1	225	Hispano	2	Spoiler Actuating Cylinder P/N 269.953/2	
	D4	226	Hispano	1	Check Valve	
	D4	227	Hispano	2	Solenoid Selector Valve	
	D2	228	Hispano	1	Spoiler Lock-Out Valve	
	D3	229	Hispano	1	Pressure Relief Valve	
	D1-5	230	Hispano	4		
	D2	231	Hispano	1	Spoiler Actuating Cylinder P/N 269.953/1	
	D2	232	Hispano	1	Hydraulic Pressure controlled Lock Valve Check Valve	
	D4	233	Cook	1		
	24	- //	OOOR	1	KILOTROI Pressure Switch (1 600 psi)	



	Zone	Nummer	Erzeuger	Stück	Bauteil
	Stain	rway			
	L5	235	A.N.	1	Check Valve
	K4	236	Automot.	1	Cabin Door-Operated Safety Valve
	L4	237	Parker	1	Check Valve
	L4	238	Automot.	1	Thermal Pressure Relief Valve
	L4	239	Parker	1	Check Valve
	L4	240	Air-Equip.	1	Hand Pump
	K3	241	Automot.	1	Stairway Selector Valve
	L3	242	Air-Equip.	2	Stairway Actuating Cylinder
	L3	243	Air-Equip.	2	Uplock Release Cylinder
	L4	244	Automot.	2	Non Return Valves
	K4	245	Automot.	1	Adjustable Pressure Relief Valve
,	L4	246	Automot.	1	Stairway Downlock Valve
	L5	247	S.A.	1	Reservoir



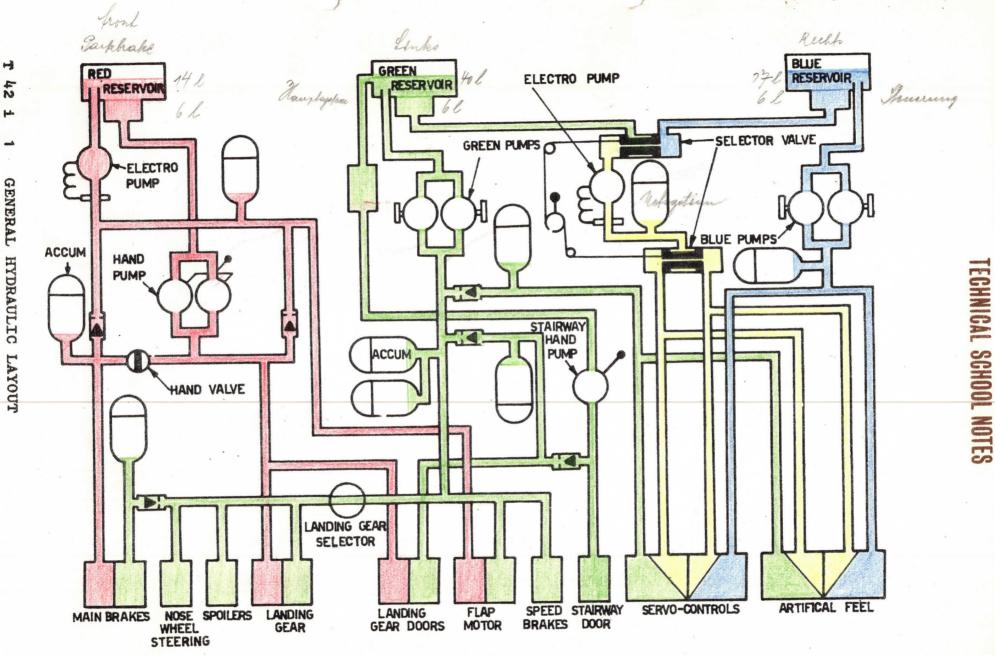
HYDRAULIC POWER

(ATA-Ref. 29)

Abbildungsverzeichnis

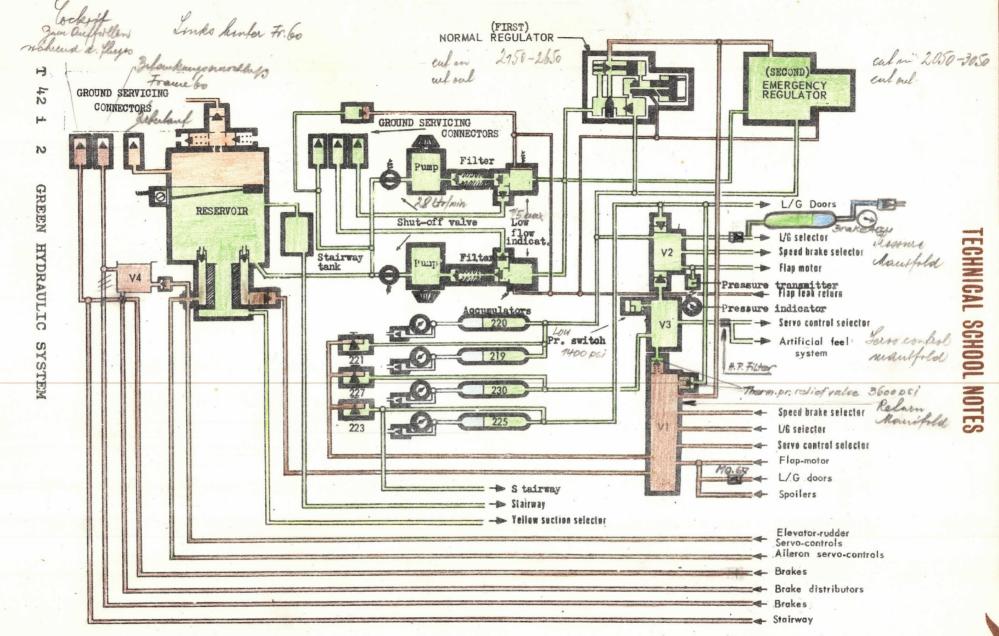
T	42	i	1	General hydraulic layout
T	42	i	2	Green hydraulic system
T	42	i	3	Green system layout
\mathbf{T}	42	i	4	Blue hydraulic system
T	42	i	5	Blue system layout
T	42	i	6	Green and blue reservoirs
T	42	i	7	Reservoir filter
T	42	i	8	Whittaker shut-off valve
T	42	i	9	Hydraulic pump
T	42	i	10	Pump flow diagram
\mathbf{T}	42	i	11	Blue and green system H.P. filters
T	42	i	12	Low flow indicator
T	42	i	13	First pressure regulator
T	42	i	14	Second pressure regulator
T	42	i	15	Thermal relief valve
T	42	i	16	Pressure drop switch
T	42	i	17	Fill and triple ground connectors
T	42	i	18	Hydraulic panel in cargo compartment
T	42	i	19	Leak collector system
T	42	i	20	Reservoir pressurization schematic
T	42	i	21	Air pressure reducing valve
T	42	i	22	Air pressure relief valve
T	42	i	23	Reservoir negative pressure relief valve
T	42	i	24	Yellow hydraulic system
T	42	i	25	Yellow-blue system

T	42	i	26	Yellow-green system
T	42	i	27	Yellow selector valves
T	42	i	28	Pressure relief valve
T	42	i	29	Yellow system control
T	42	i	30	Yellow system control lever
T	42	i	31	Yellow system selector valve control
T	42	i	32	Red and yellow electrical schematic
T	42	i	33	Red system hydraulic panel
T	42	i	34	Red hydraulic system
T	42	i	35	Red system - electric pump supply
T	42	i	36	Red system - hand pump supply
T	42	i	37	Red reservoir
T	42	i	38	Red system fill connector
T	42	i	39	Red hand pump
T	42	i	40	Hydraulic panel in cockpit
T	42	i	41	Hydraulic instrument and control panel
T	42	i	42	Reservoir level transmitter and gage
T	42	i	43	Low level indicating circuit
T	42	i	44	Pressure indicating circuit
T	42	i	45	Pressure warning circuit
T	42	i	46	Low flow indicating circuit



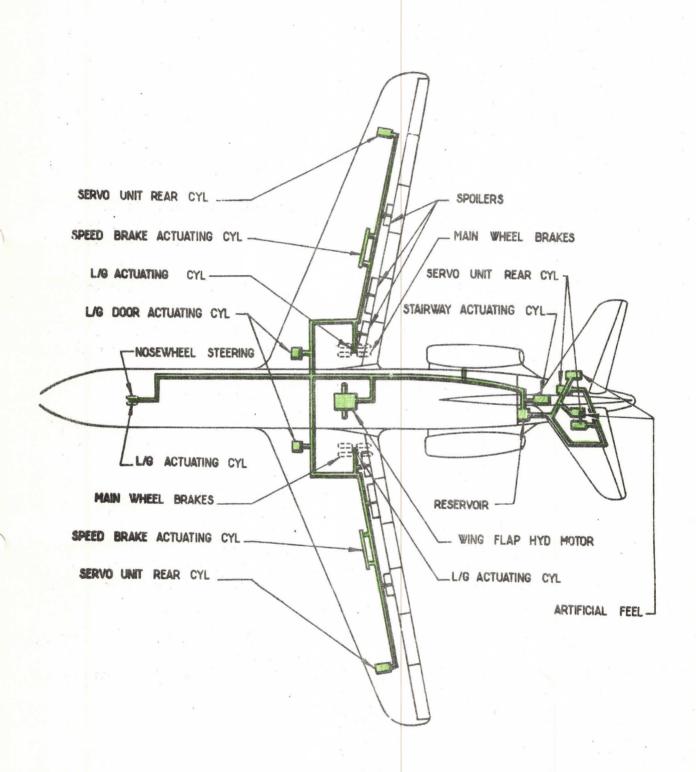
Arm with I havared



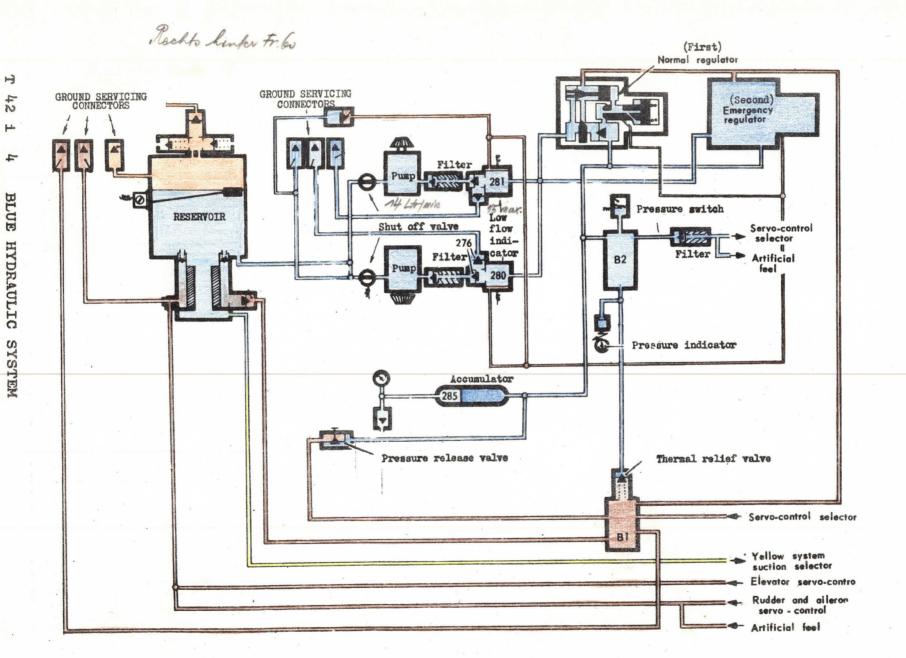






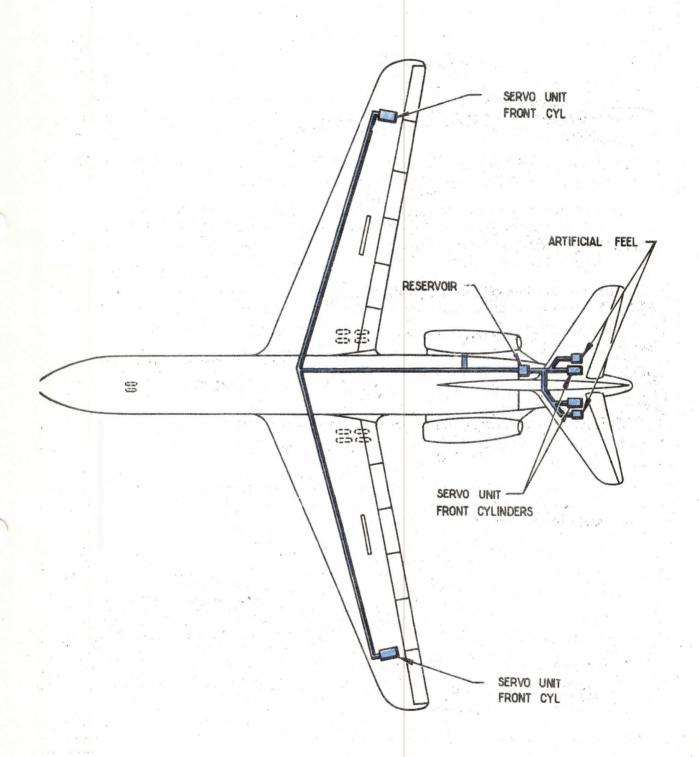


T 42 1 3 GREEN SYSTEM LAYOUT





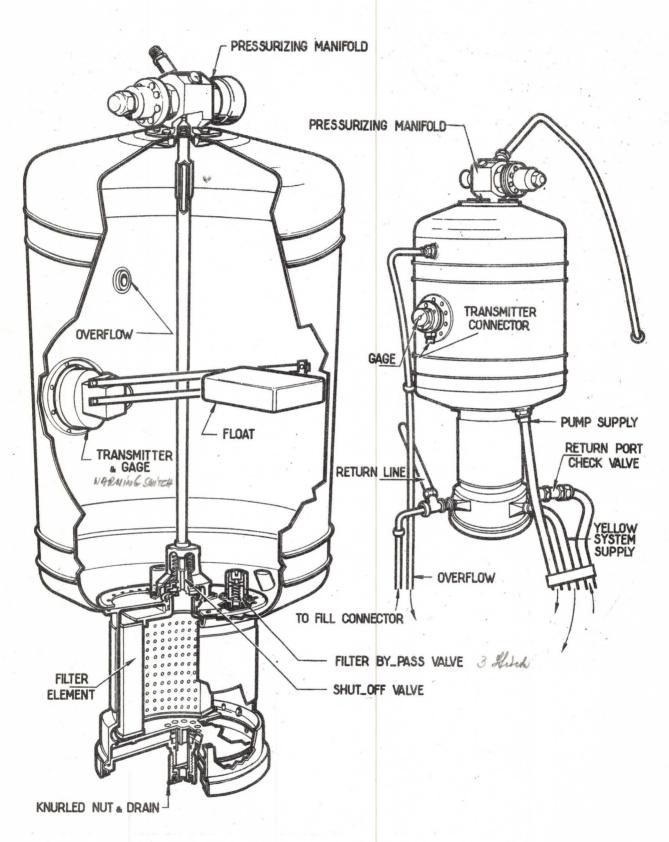




T 42 1 5 BLUE SYSTEM LAYOUT

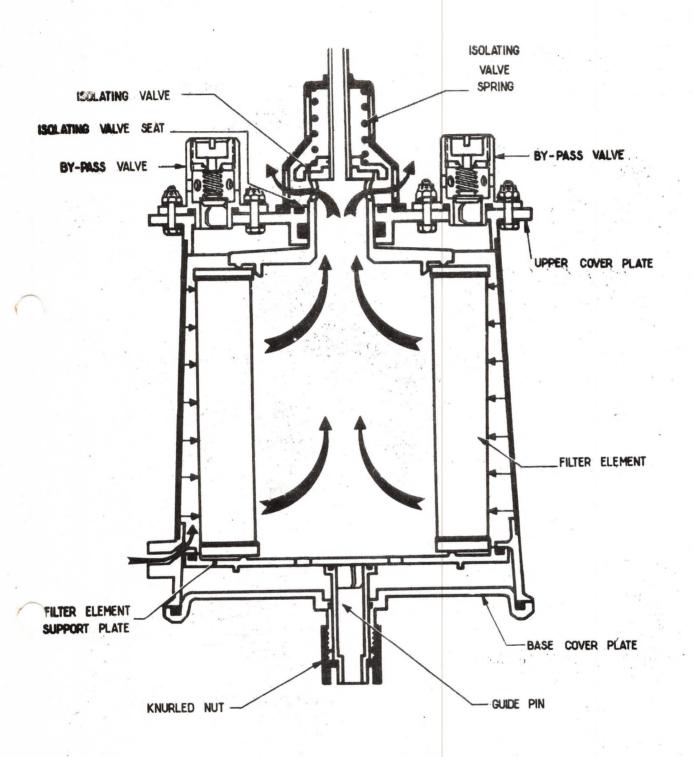
AUSTRIAN AIRLINES

, UA

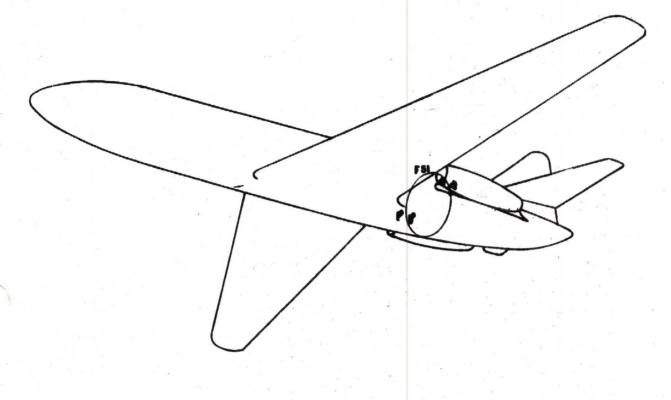


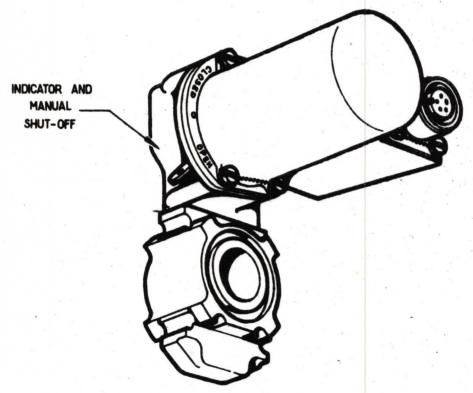
T 42 i 6 GREEN AND BLUE RESERVOIRS





T 42 i 7 RESERVOIR FILTER



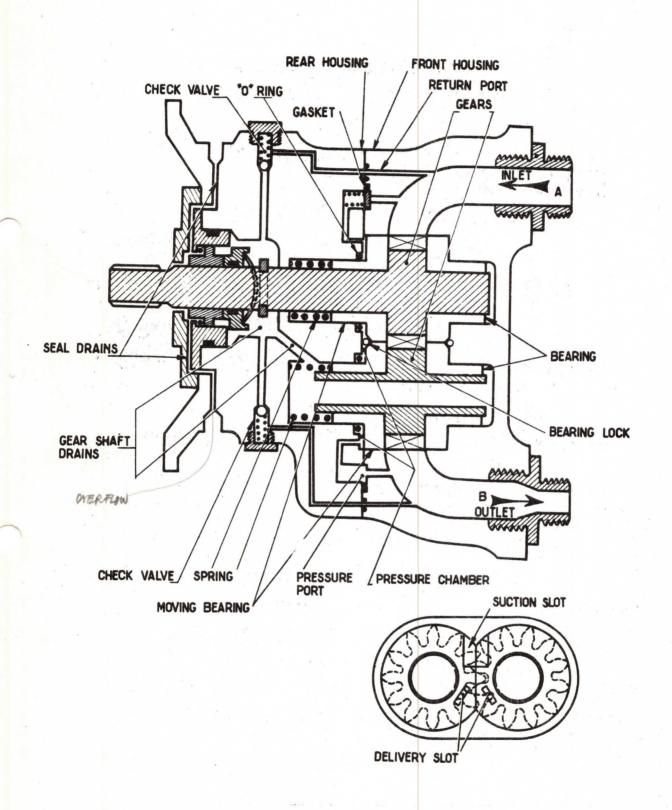


T 42 1 8 WHITTAKER SHUT-OFF VALVE

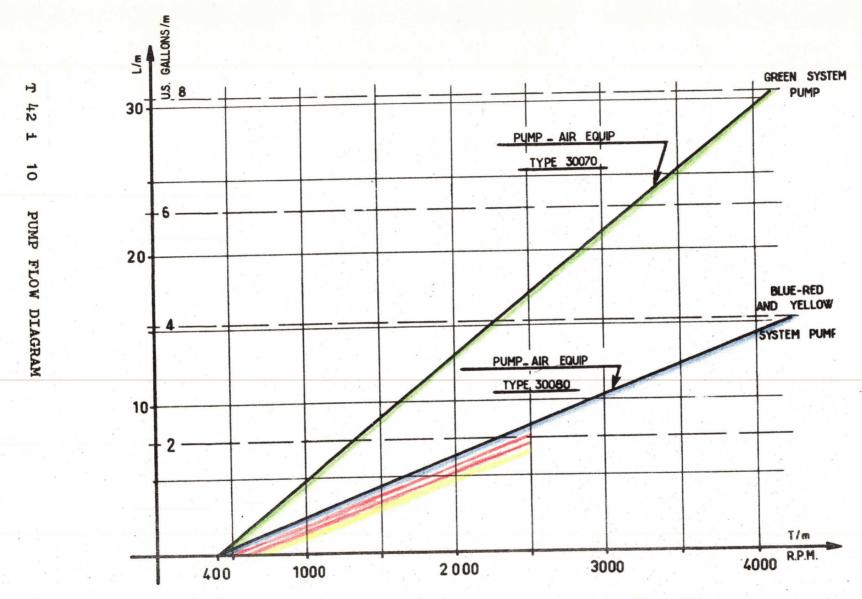
4 Shirks, Totale zi 2

AUSTRIAN AIRLINES

LUA

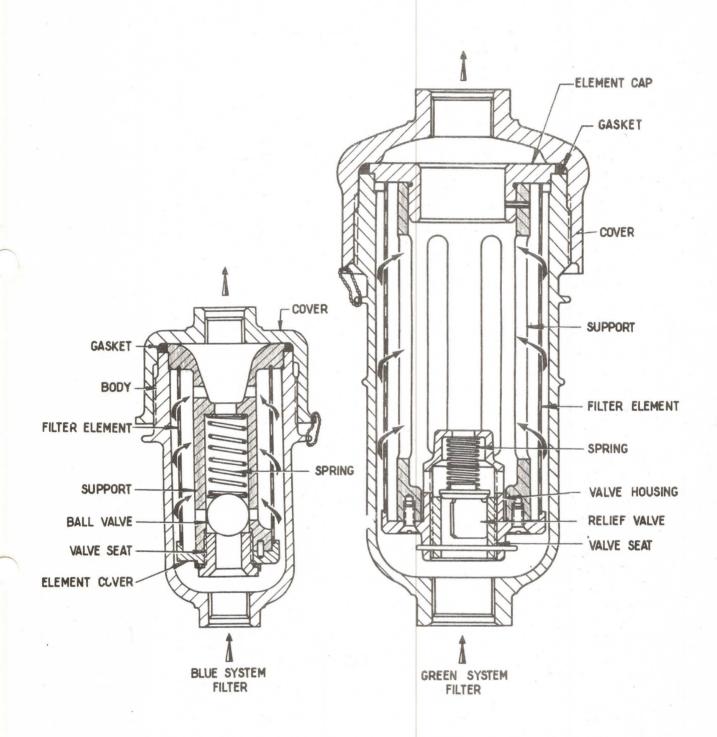


T 42 i 9 HYDRAULIC PUMP

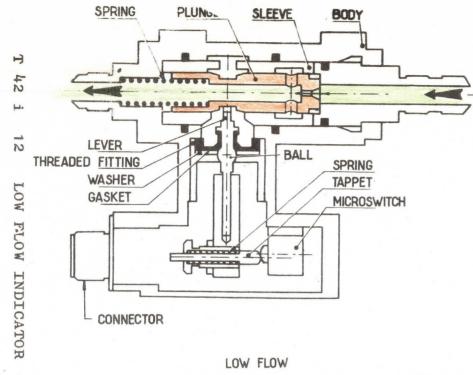


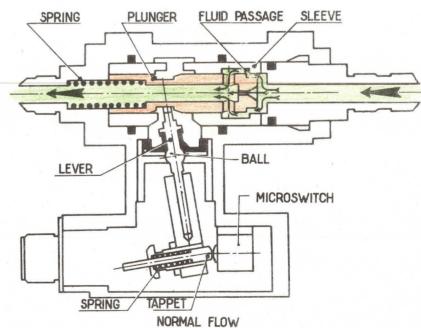
Aprilie & Clause Prinzen bomben wit halber larguei-trebyade 110 RPM 8150 - 4000 RPM d. Famisen Gerse 7750 1500 -1





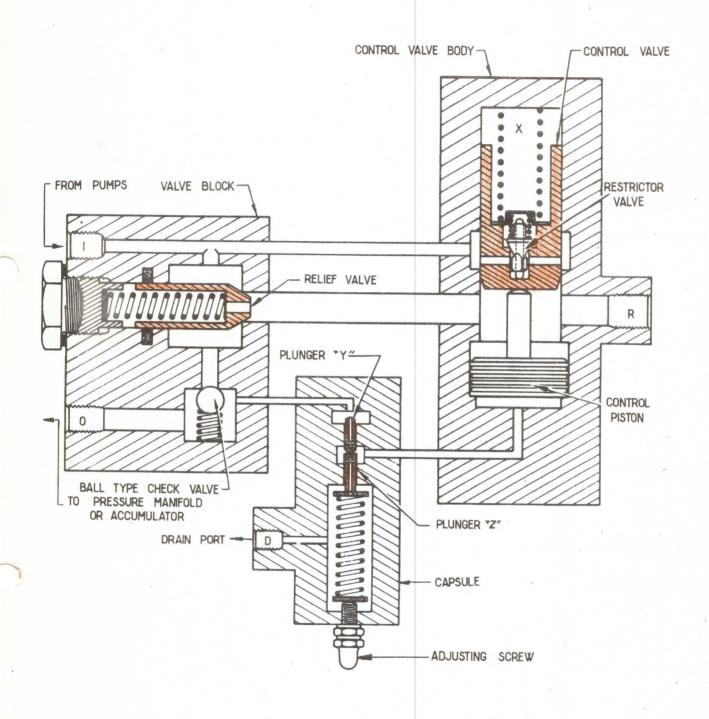
T 42 i 11 BLUE AND GREEN SYSTEM H.P. FILTERS



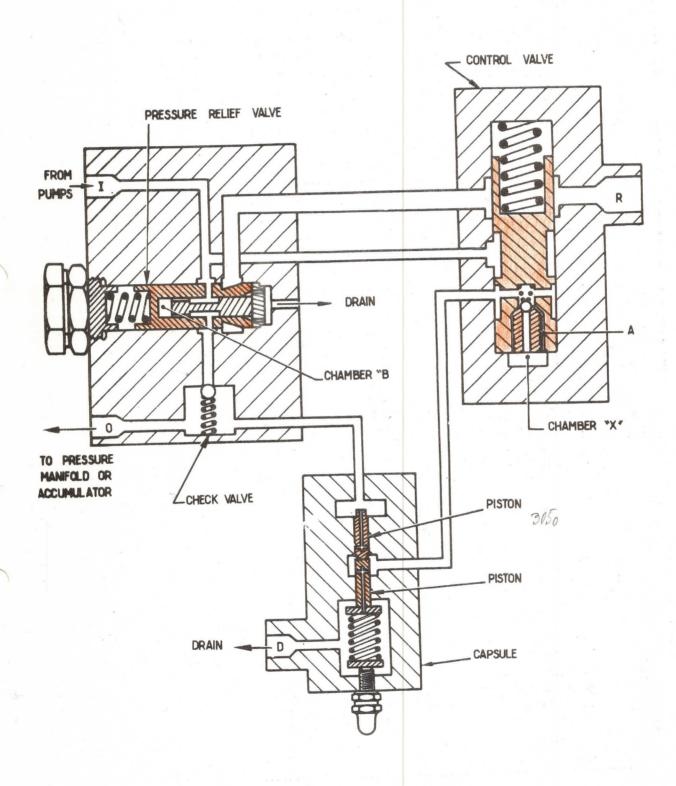


4 Grick Hydr. Explorand





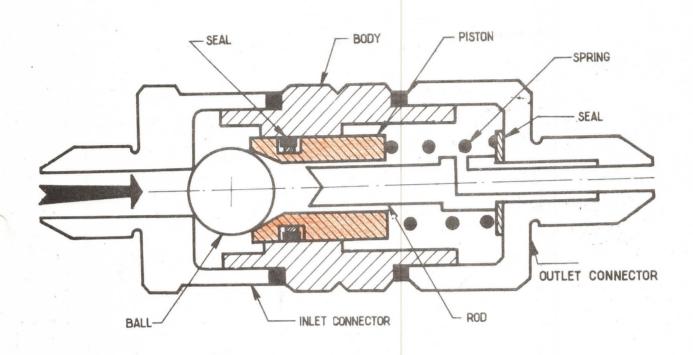
T 42 i 13 FIRST PRESSURE REGULATOR

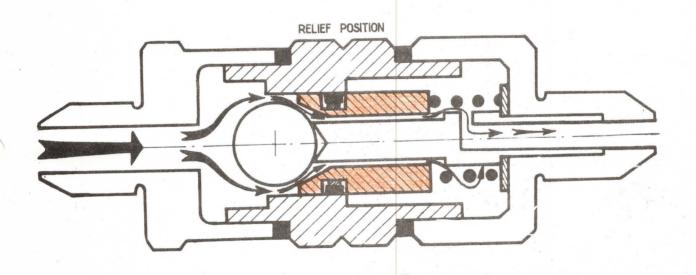


T 42 i 14 SECOND PRESSURE REGULATOR

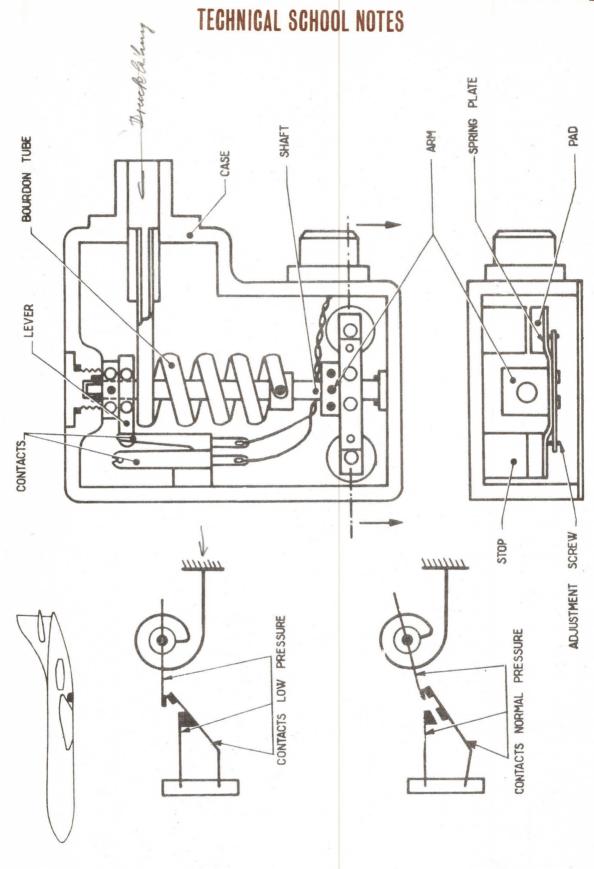


CLOSED POSITION





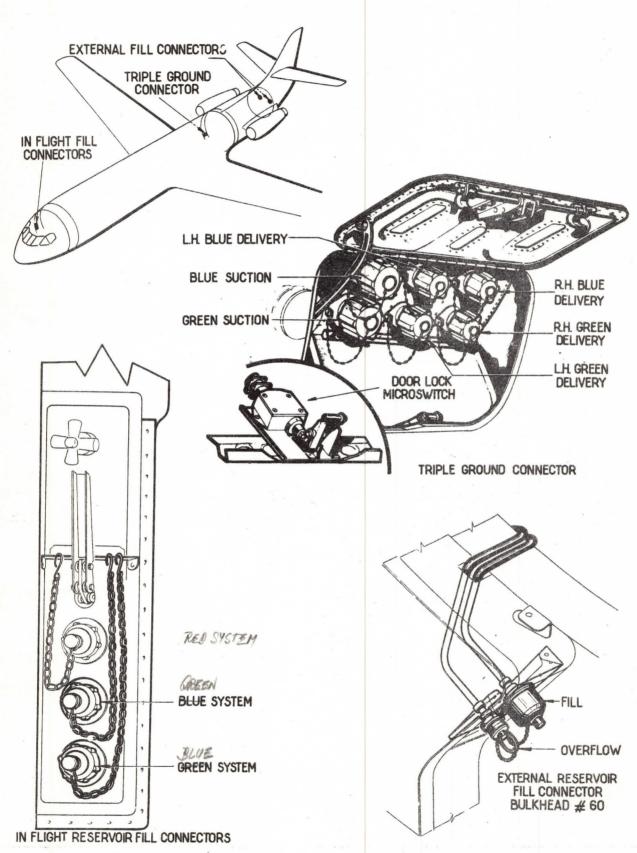
T 42 i 15 THERMAL RELIEF VALVE



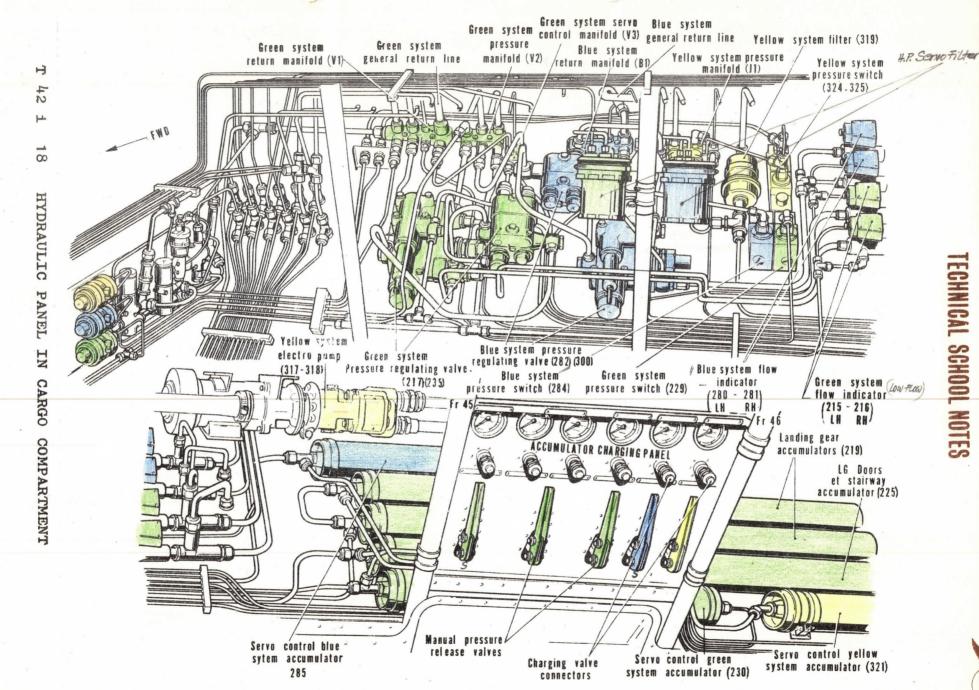
T 42 i 16 PRESSURE DROP SWITCH While lol

AUSTRIAN AIRLINES

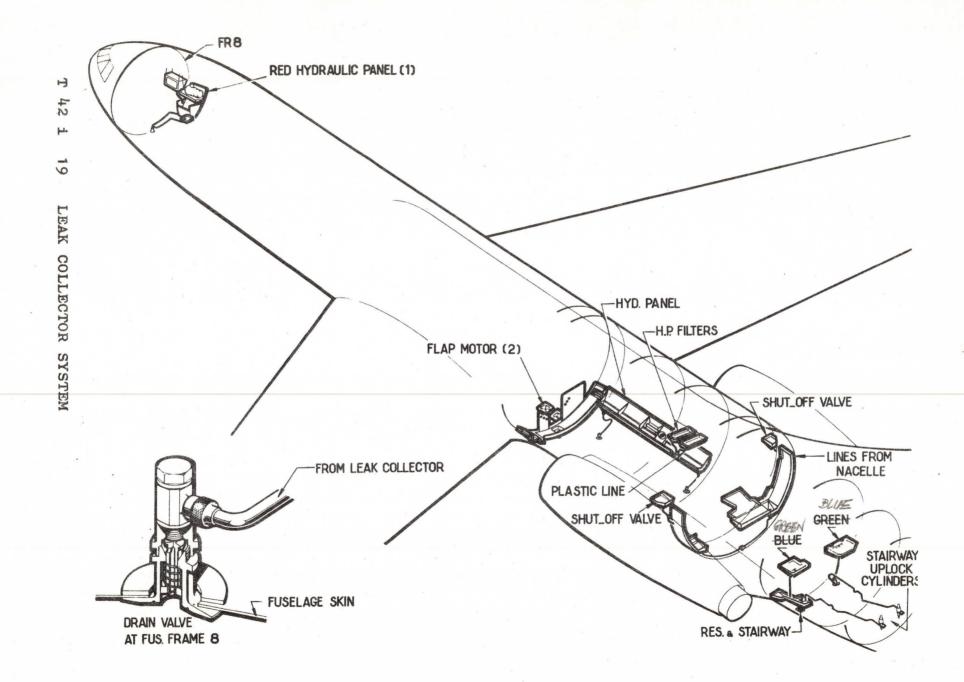
JUA



T 42 1 17 FILL AND TRIPLE GROUND CONNECTORS

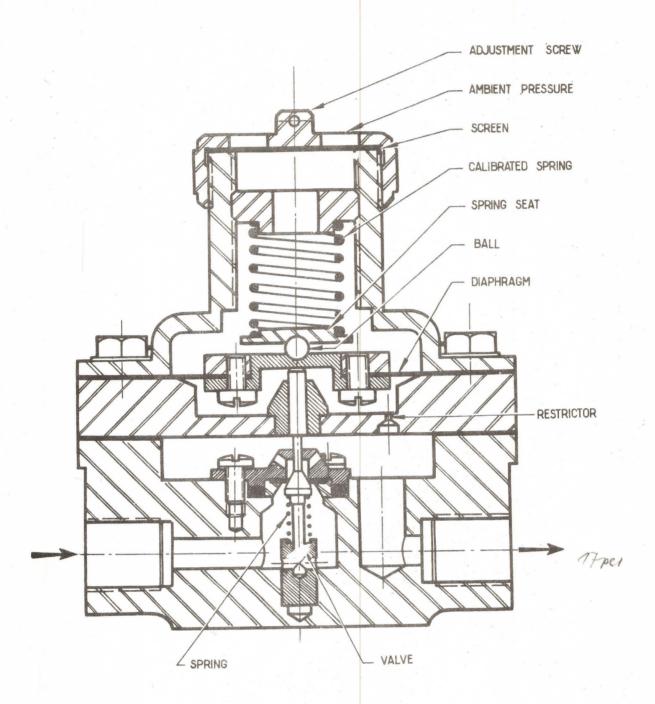


5 - Sorvo-Control accu.



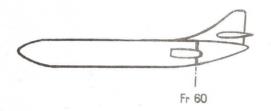


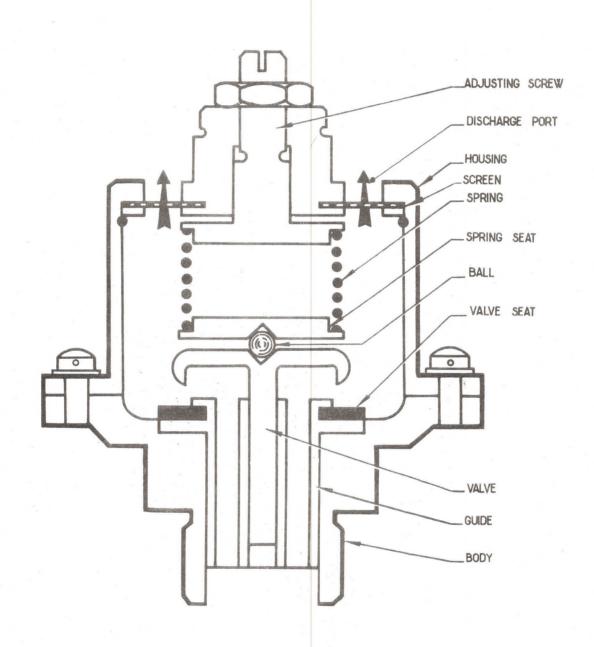




T 42 i 21 AIR PRESSURE REDUCING VALVE

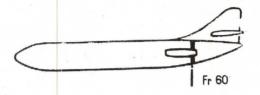


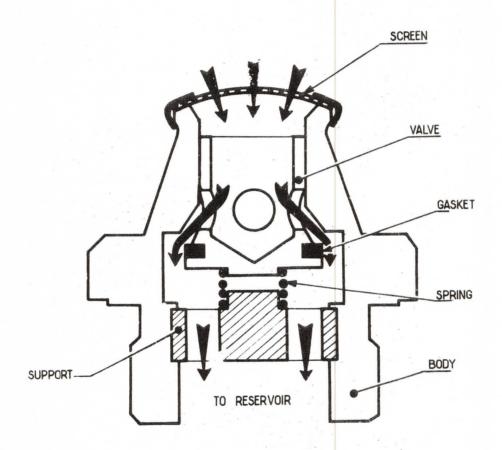




T 42 i 22 AIR PRESSURE RELIEF VALVE







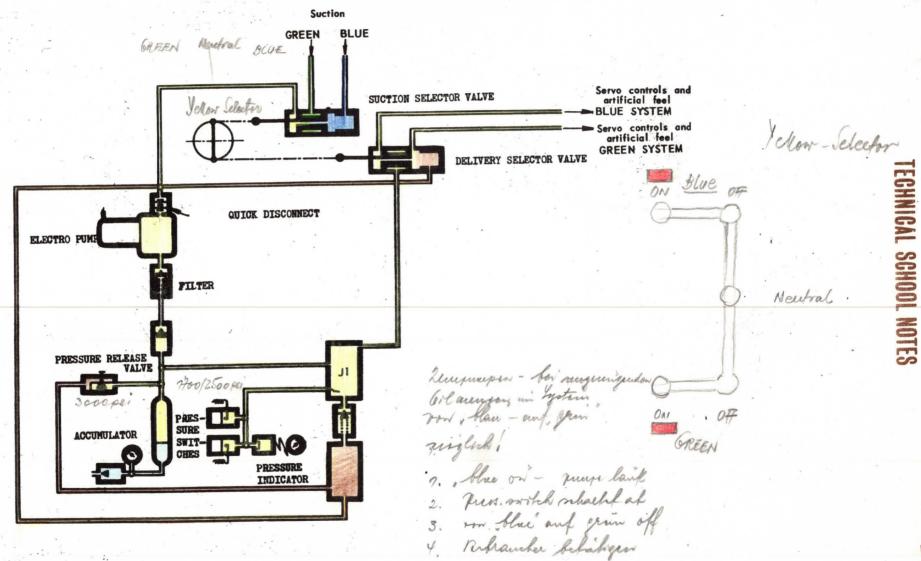
T 42 i 23 RESERVOIR NEGATIVE PRESSURE RELIEF VALVE

YELLOW

HYDRAULIC

SYSTEM

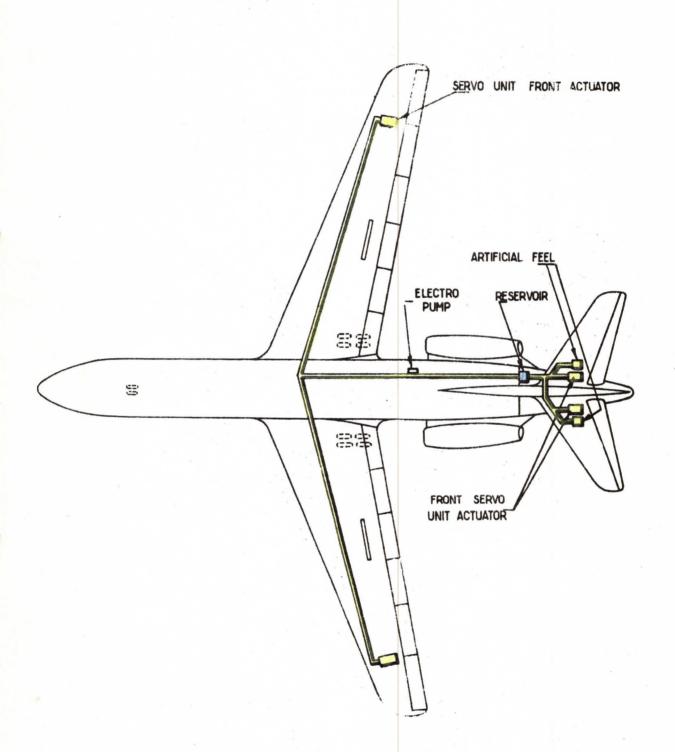
OFF-ON Microsouth befoligh



AUSTRIAN AIRLINES



TECHNICAL SCHOOL NOTES

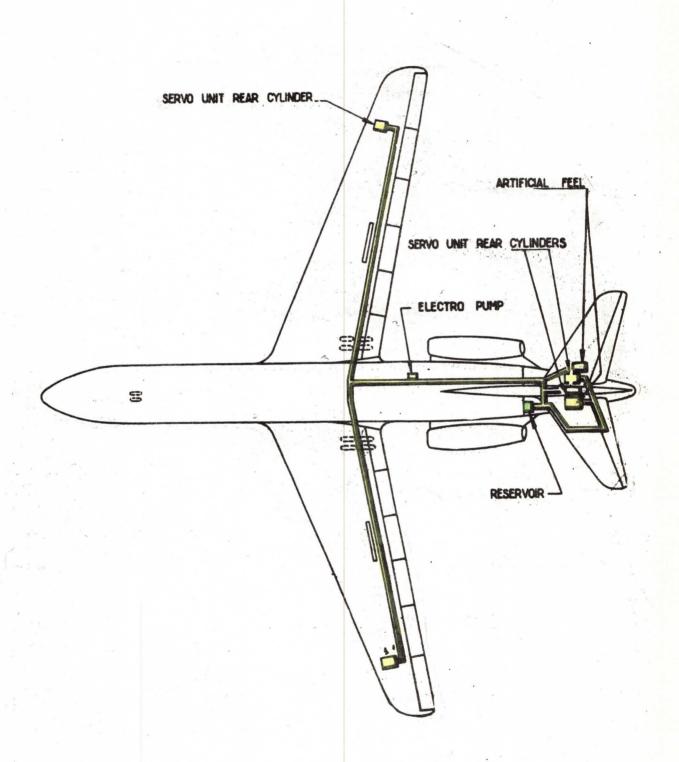


T 42 i 25 YELLOW-BLUE SYSTEM

AUSTRIAN AIRLINES

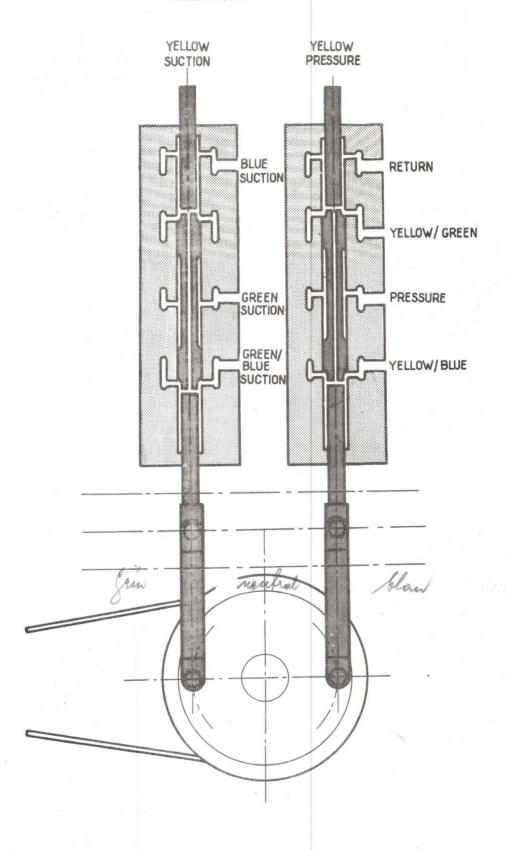


TECHNICAL SCHOOL NOTES

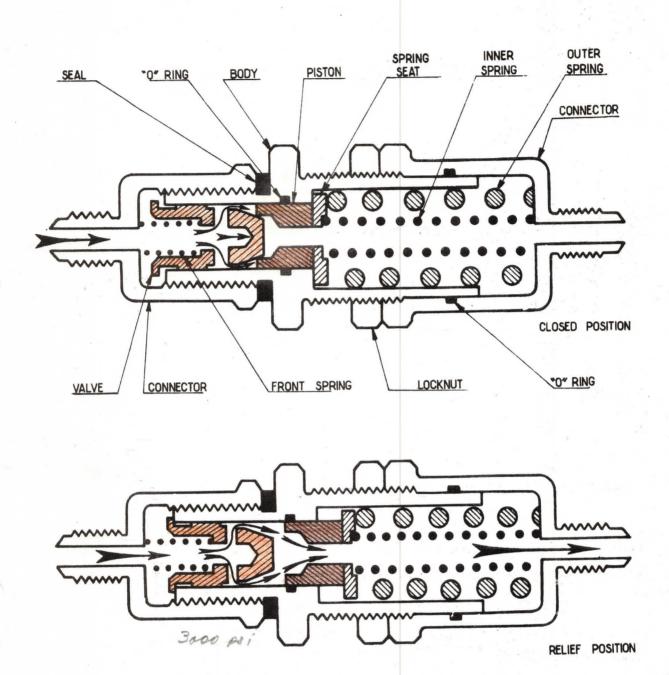


T 42 i 26 YELLOW-GREEN SYSTEM



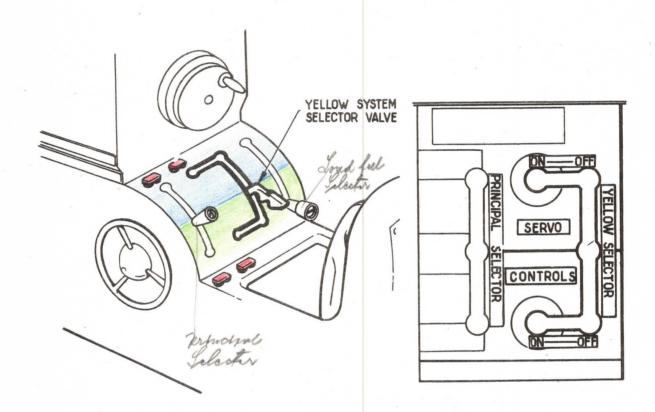


T 42 i 27 YELLOW SELECTOR VALVES

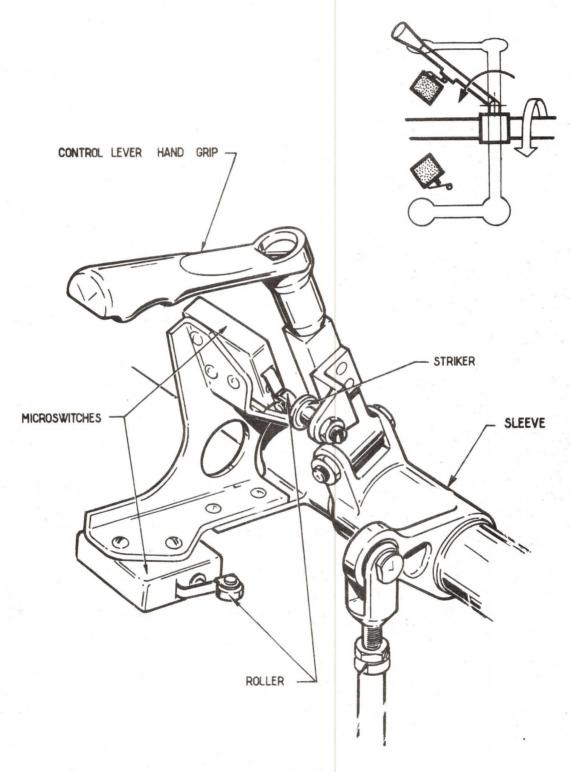


T 42 i 28 PRESSURE RELIEF VALVE



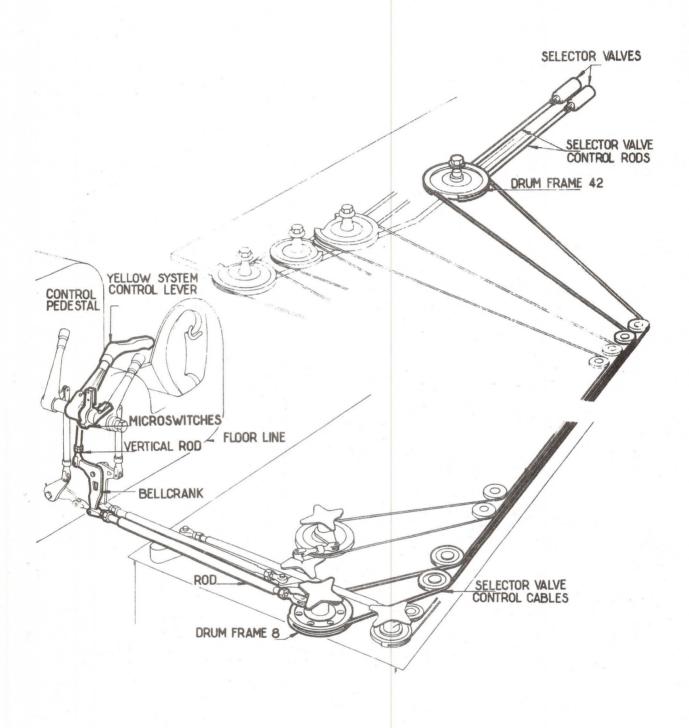


T 42 i 29 YELLOW SYSTEM CONTROL



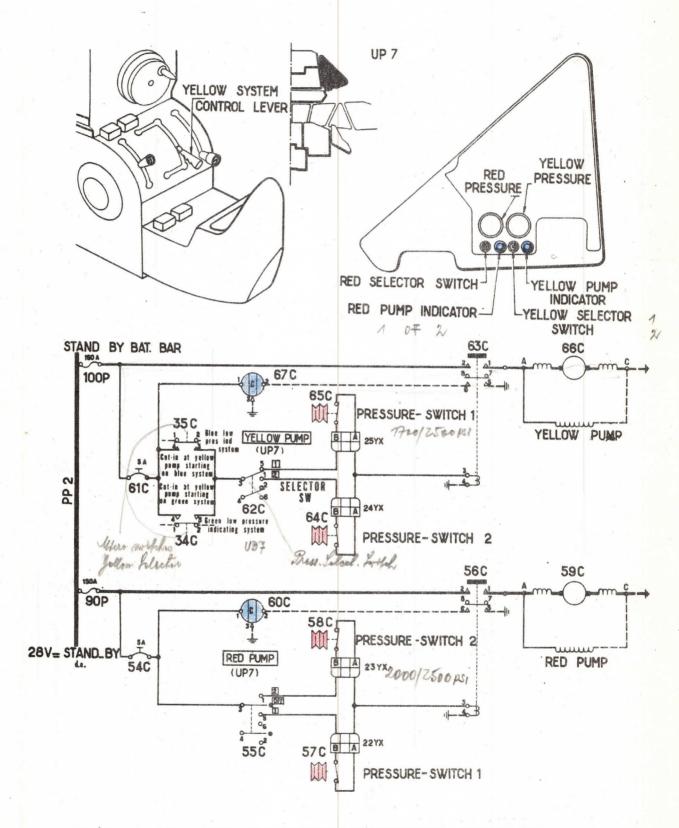
T 42 i 30 YELLOW SYSTEM CONTROL LEVER





T 42 i 31 YELLOW SYSTEM SELECTOR VALVE CONTROL

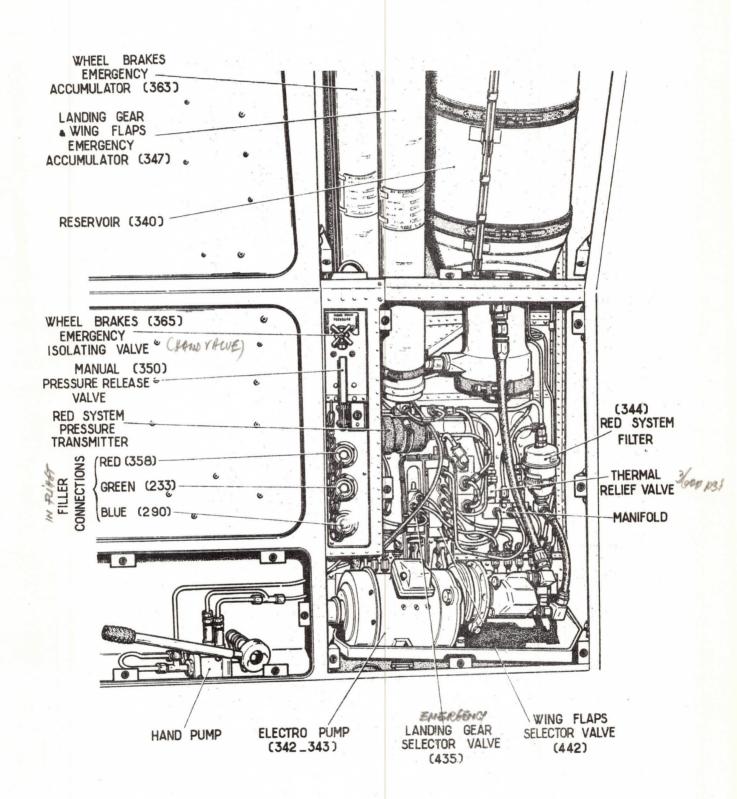




T 42 i 32 RED AND YELLOW ELECTRICAL SCHEMATIC

AUSTRIAN AIRLINES

, UA



T 42 i 33 RED SYSTEM HYDRAULIC PANEL

42

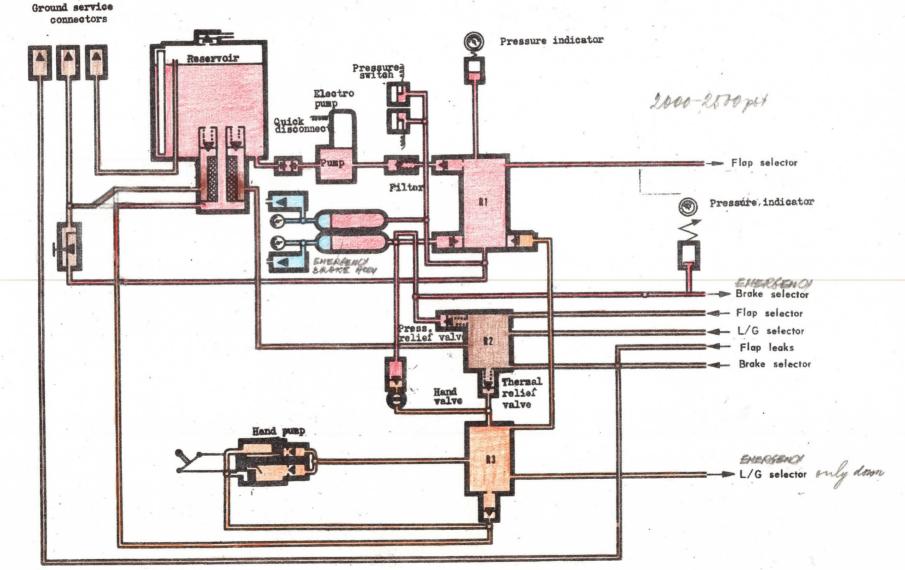
34

RED

HYDRAULIC

SYSTEM

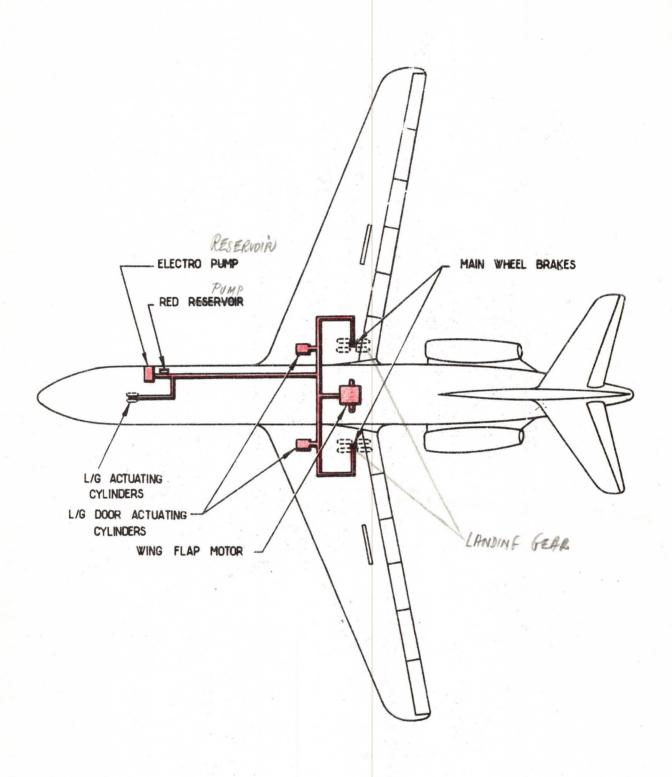
TECHNICAL SCHOOL NOTES



Newerzency broke acca kann metholo relieve value neckt alzahenen werdon.



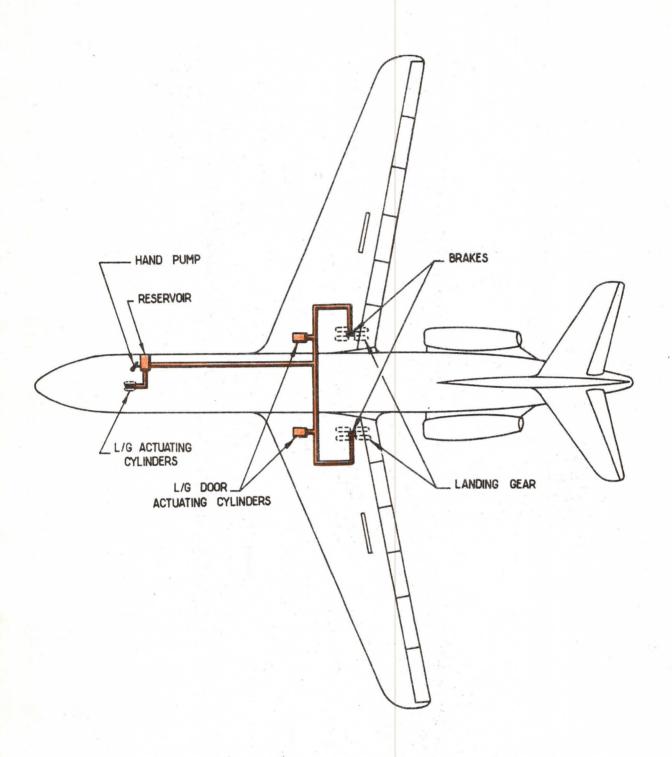




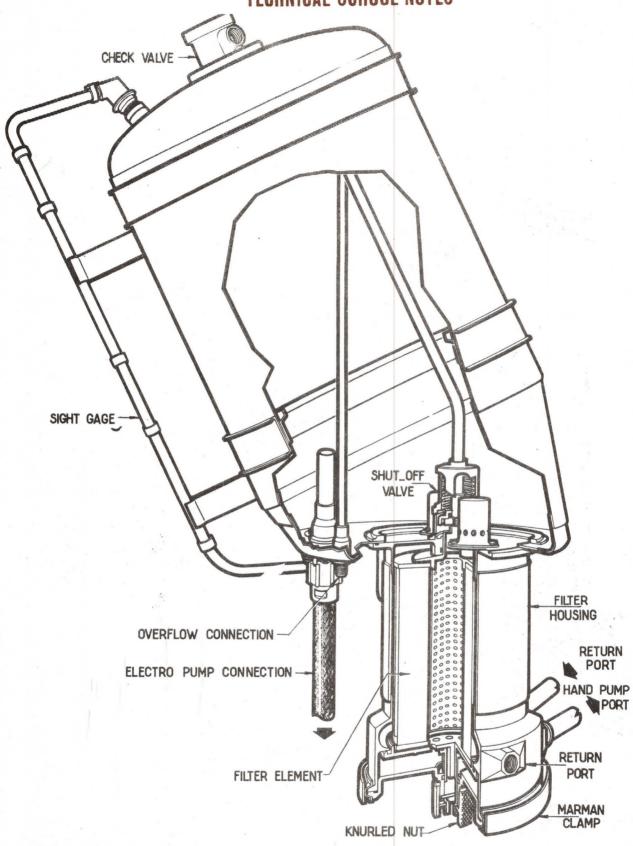
T 42 i 35 RED SYSTEM - ELECTRIC PUMP SUPPLY

AUSTRIAN AIRLINES

, UA



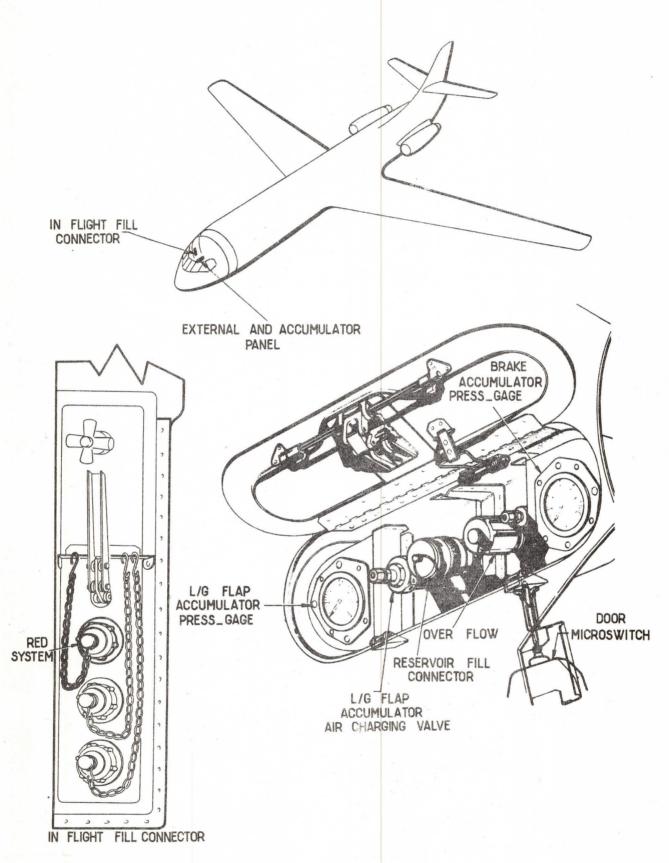
T 42 i 36 RED SYSTEM - HAND PUMP SUPPLY



T 42 i 37 RED RESERVOIR

AUSTRIAN AIRLINES

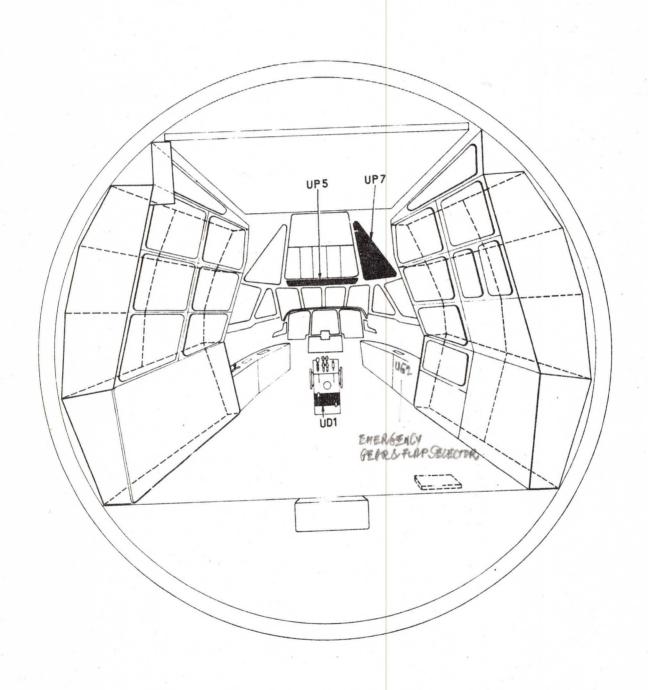
LUA



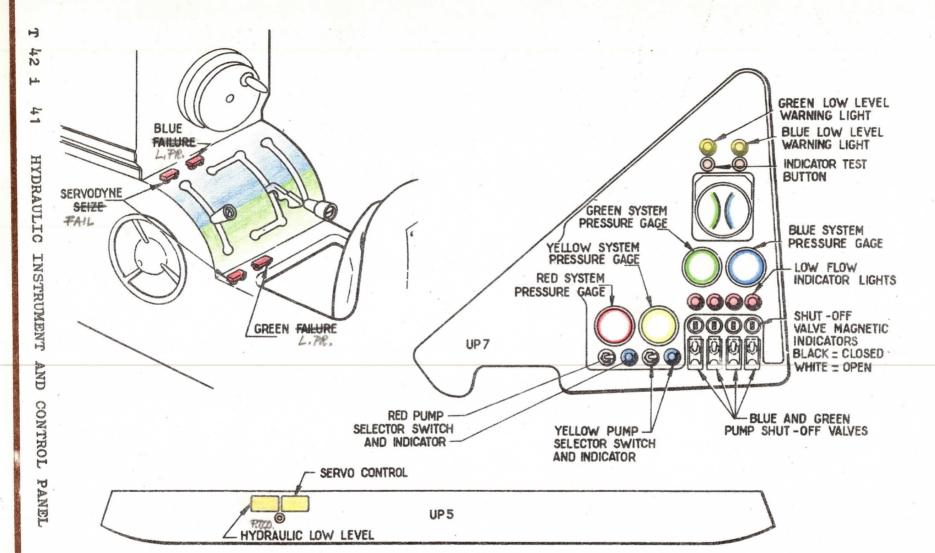
T 42 i 38 RED SYSTEM FILL CONNECTOR

H 42 39 RED HAND PUMP

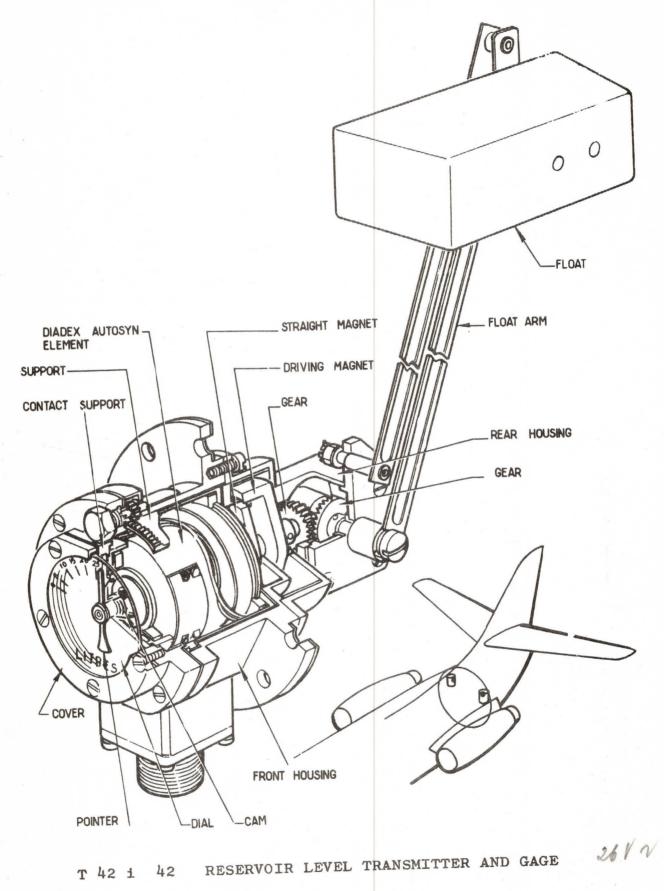




T 42 1 40 HYDRAULIC PANEL IN COCKPIT

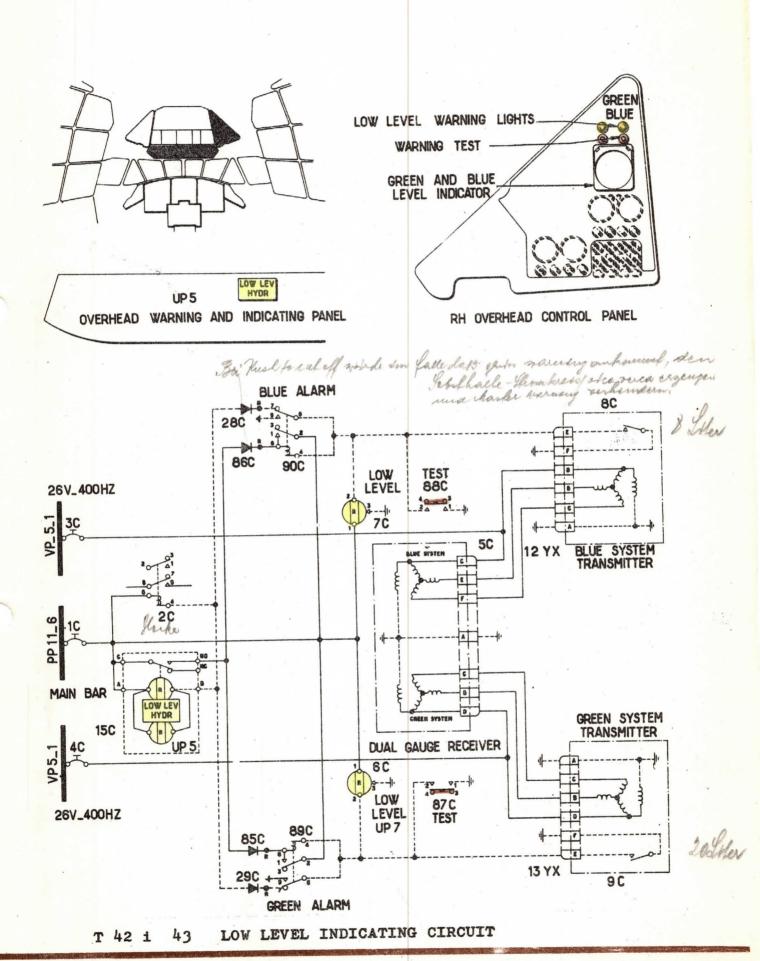


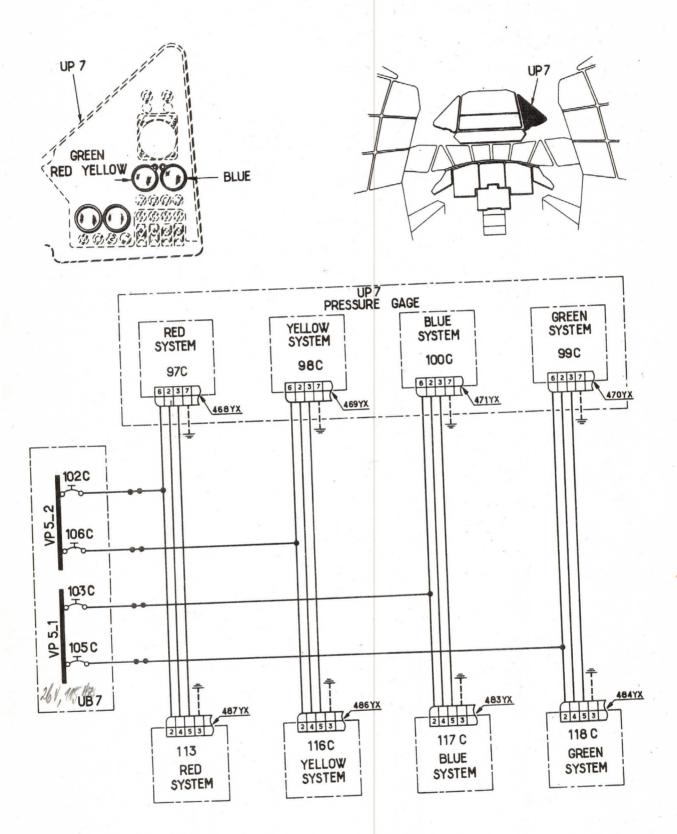




42 T 42 i

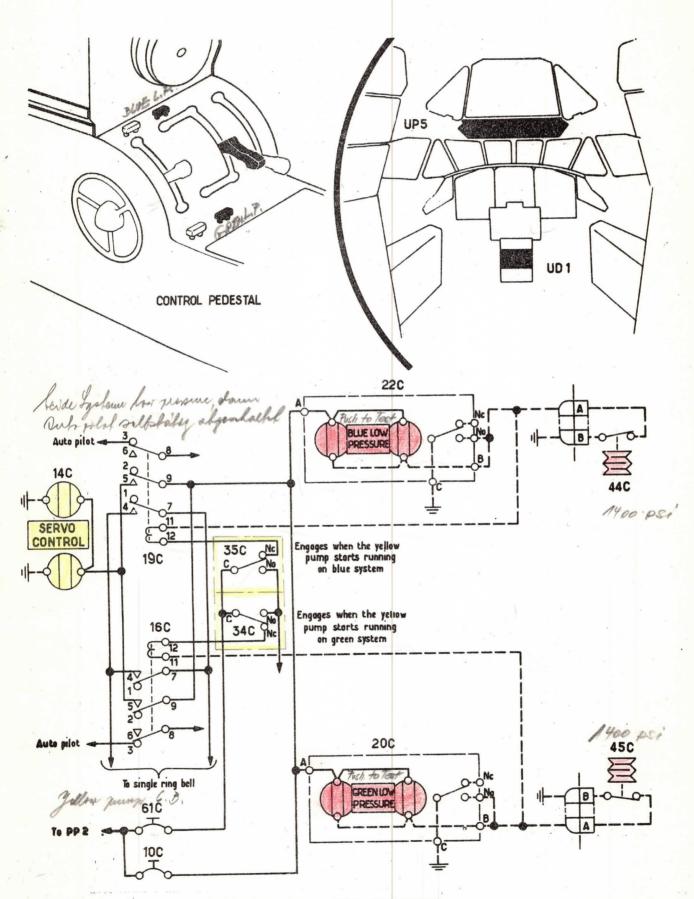




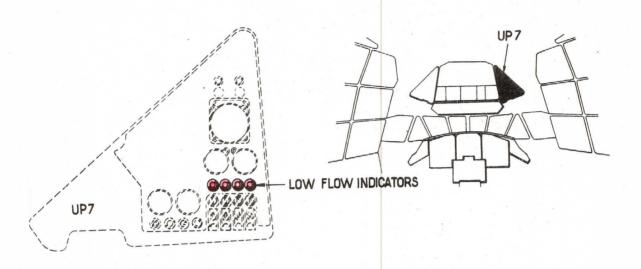


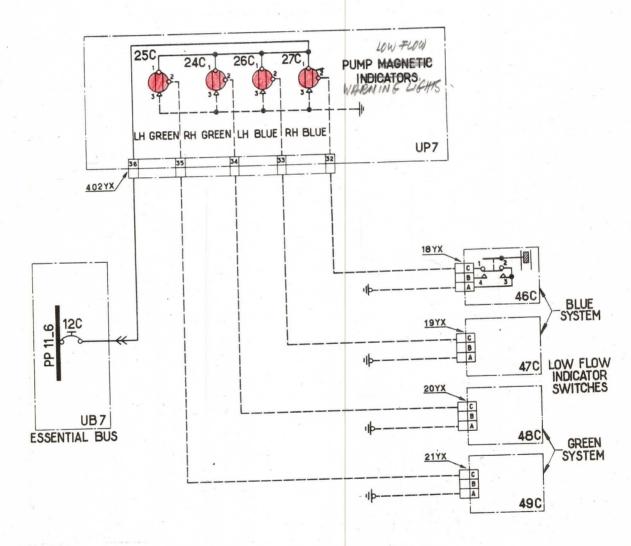
T 42 i 44 PRESSURE INDICATING CIRCUIT

.UA



T 42 i 45 LOW-PRESSURE WARNING CIRCUIT





T 42 i 46 LOW FLOW INDICATING CIRCUIT

Ice/Rain Protection

TECHNICAL SCHOOL NOTES

ICE & RAIN
PROTECTION

(S.E. 210, ATA-Ref. 30)

т 42 ј

Bearbeitet:

Pöttinger

Ausgabe:

2/1/63

ICE AND RAIN PROTECTION

(ATA-Ref. 30)

Inhaltsangabe

Allgemein

- 1. Thermische Enteisungen
- 2. Elektrische Enteisungen

Airfoil De-icing

- 1. Verteilung
- 2. Temperaturregelung

Air Conditioning Air Scoops (Refrigeration Unit)

Air Conditioning Air Intake Scoops (Primary Heat Exchanger)

Pitot/Static Tubes, Artificial Feel System Pitot/Static Tubes, Water Separator-Abläufe und Angle of Attack Sensor.

Cockpit Windshields

Scheibenwischer

Frisch- und Schutzwasser Füll- und Ablaufanschlüsse

Ice Detecter

ICE AND RAIN PROTECTION

Allgemein

Grundsätzlich muß zwischen thermischer (Heißluft) und elektrischer Enteisung unterschieden werden.

1. Thermische Enteisungen

Folgende Teile und Zonen werden thermisch enteist:

- A. Airfoil Leading Edges
- B. Air Conditioning Air Scoops (Refrigeration Unit) (Sumdan Had bedaugh)
- C. Air Conditioning Air Intake Scoops (Primary Heat Exchanger)
- D. Nacelle Leading Edges und Stub Wing Leading Edges (Lucau)
- E. Engine Inlets

Alle genannten Enteisungssysteme werden in diesem Skriptum behandelt, mit Ausnahme der Punkte D. und E., die im entsprechenden Triebwerksskriptum (T 45 f) zur Erläuterung gelangen.

2. Elektrische Enteisungen

Folgende Teile und Zonen werden elektrisch enteist:

- A. Pitot/Static Tubes
- B. Artificial Feel System Pitot/Static Tubes
- C. Water Separator-Abläufe
- D. Angle of Attack Sensor
- E. Cockpit Windshields
- F. Frisch- und Schmutzwasser Füll- und Ablaufanschlüsse Alle genannten Enteisungssysteme werden in diesem Skriptum behandelt.

Mit Ausnahme der Engine Inlet - Enteisung erhalten alle thermischen Enteisungsanlagen Heißluft von einer Abzapfstelle am Triebwerk, die nach der letzten Kompressorstufe liegt. Unmittelbar nach der Abzapfung liegt das als Hauptventil anzusprechende Hot Air Bleed Valve (auch De-icing Bleed Air Valve). Für die Funktion

siehe Abb. 6 und 18. Erst nach diesem Ventil wird die Heißluft für jedes System über je ein Systemventil verteilt. (Siehe auch Abb. 5 und 6, sowie T 45 f 1).

Als Regenschutz sind zwei elektrisch betriebene Scheibenwischer vorgesehen.

Zur Eiswarnung wurde ein Ice Detector eingebaut.

Airfoil De-icing

1. Verteilung

Nach dem Eintritt des Heißluftrohres in die Druckkabine (zwischen Toilettenvorder- und -hinterwand) liegt das Systemventil für die Airfoil De-icing: das Airfoil De-icing Valve (Abb. 7 und 8). Von hier aus führt das Rohr unter das Niveau des Kabinenbodens, um sich nach Zwischenschaltung eines Rückschlag-Klappenventils (Check Valve, Abb. 9) mit der Zuluftleitung des anderen Triebwerkes (gleicher Aufbau) zu vereinen. Zur Aufnahme der unvermeidlichen Wärmedehnungen der Rohre wurden Universal Joints (Abb. 10) eingebaut.

Zwischen den Check Valves beider Zuluftrohre sind zwecks weiterer Verteilung der Heißluft zwei T-Stücke (Abb. 11) eingesetzt, die die Abzweigung nach vorne zu den Haupttragflächen bzw. die Abzweigung nach hinten zum Leitwerk darstellen.

Aus den Abbildungen 12 bis 17 kann die Verrohrung bis zu den Haupttragflächen bzw. dem Leitwerk entnommen werden. Die gesamte Anlage
ist dann in Abb. 1 dargestellt, während einige Details im Hinblick
auf die Rohrinstallation bzw. der Ausbildung der Flächenvorderkanten in den Abbildungen 2,3 und 4 zu sehen sind. Die Ausbildung der
Flächenvorderkanten wurde so vorgenommen, daß sich über dem gesamten Flächenbereich eine Enteisungscharakteristik ergibt, die den
strukturellen Erfordernissen entspricht.

2. Temperaturregelung (Abb. 19 bis 23)

Die Haupteile der Temperaturregelung sind eine Reihe von <u>Thermoresistors</u> (Leading Edge, rechte Tragfläche und Duct), eine <u>Temperature Control Unit</u>, die beiden <u>Airfoil Temperature Control Valves</u> und Steuer-, Test- und Anzeigeeinrichtungen im Cockpit.

Die beiden Airfoil Temperature Control Valves arbeiten nicht parallel, sondern bei steigendem Wärmebedarf öffnet zuerst das Ventil des linken Systems und erst wenn dieses ganz geöffnet ist, beginnt das rechte aufzugehen. Das Schließen bei sinkendem Wärmebedarf geschieht demgemäß in umgekehrter Reihenfolge. Die automatische Regelung übernimmt die Temperature Control Unit, die die Störgrößensignale eines Thermoresistors in der Leading Edge empfängt und auf Grund dieser "HEAT" – bzw. "COOL" – Kommandos an beide Control Valves abgibt. Solcherart wird die Temperatur der Leading Edge auf 35°C gehalten.

Zur Verbesserung der Regelgüte der automatischen Temperaturregelung wurde auch in das Zuluftrohr ein Thermoresistor eingeführt, dessen Signale in die Temperature Control Unit geleitet werden.

Um eine Leistungssymmetrie bzw. einen zu großen Leistungsverlust der Triebwerke während Take-off zu verhindern, können die beiden Control Valves, gesteuert durch Throttle Micro Switches bei 8 000 RPM bzw. durch Two Position Nozzle Micro Switch, nur bis zu einer Stellung aufgehen, die etwa der halben abgebbaren Wärme-menge entspricht. Diese Stellung wird als HALF Capacity, im Gegensatz zu FULL Capacity bei voller Öffnung, bezeichnet. Durch einen Schalter kann diese HALF-Bedingung aber auch bewußt selektiert werden.

Solange sich das Flugzeug am Boden befindet, ist die Enteisung der Flächen durch Zuhilfenahme von Main Landing Gear Strut Micro Switches nicht möglich. Für extreme Eisgefahr am Boden kann aber dieser Vorgang durch einen Schalter in Stellung EMERGENCY überdrückt werden, wodurch auch am Boden enteist werden kann.

Um das System am Boden bei abgest ellten Triebwerken prüfen zu können, wurden zwei Testschalter mit entsprechenden Anzeigelampen vorgesehen. Mittels dieser Teile läßt sich das korrekte Arbeiten der beiden Control Valves in den Bedingungen HALF und FULL überprüfen.

Neben einer auf die Temperature Control Unit wirkenden Einrichtung zur Begrenzung der Leading Edge-Temperatur auf 60°C wurde ein Warnsystem, das bei 80°C arbeitet, eingebaut. Bei einem Temperaturanstieg über 80°C gehen, neben dem Aufleuchten des entsprechenden Warnlichtes und dem Ansprechen der Master Warning, die beiden Control Valves sofort zu.

Neben der automatischen Steuerung ist selbstverständlich auch eine Regelung der Leading Edge-Temperatur von Hand aus möglich.

Air Conditioning Air Scoops (Refrigeration Unit)

In Abb. 24 ist zu erkennen, daß diese Lufteinlässe mittels Heißluft, die vom Enteisungs-Zuluftrohr für das Leitwerk abgezweigt wird, enteist werden.

Air Conditioning Air Intake Scoops (Primary Heat Exchanger)
Die an der Oberseite der Engine Stubs gelegenen Lufteinlässe werden
mittels Heißluft aus den zugehörigen Air Conditioning-Zuluftrohren
enteist (Abb. 25 und 26).



Im elektrischen Schaltbild (Abb. 27) ist zu erkennen, daß die betreffenden Ventile von den Engine De-icing Switches mitgesteuert werden.

Pitot/Static Tubes, Artificial Feel System Pitot/Static Tubes, Water Separator - Abläufe und Angle of Attack Sensor

Die Anordnung der zur Enteisung gelangenden Teile ist Abb. 28 zu entnehmen. Abb. 29 zeigt das Schaltbild dieser elektrischen Enteisungen.
Mit Ausnahme des Angle of Attack Sensor können alle Teile auch am Boden geheizt werden. Die Anzeige des Betriebszustandes erfolgt mittels
magnetischer Schauzeichen.

Cockpit Windshields (Abb. 31 bis 34)

Alle Cockpit-Fenster können elektrisch enteist werden. Feine Widerstandsdrähte, die zwischen den beiden äußersten Scheiben der aus fünf bzw. vier Scheiben bestehenden Fenster eingebettet sind, werden von Strom durchflossen und erwärmen auf diese Weise die Scheiben. Die hiezu notwendige elektrische Energie wird von den beiden Alternators geliefert.

Ein Temperature Regulator ist vorgesehen für jedes der vier mittleren Fenster, Schiebe- und Seitenfenster haben je einen Regulator. Die Temperatur wird auf 37°C konstant gehalten. Für die vier mittleren Fenster ist die Heizung mit reduzierter Leistung möglich (WARM UP).

Bei Ausfall einer der beiden Alternators verbleiben die beiden Captain's Windshields sowie das äußere 1 st Officer's Windshield.

Auf den Abbildungen 35 und 36 ist das Windshield De-fogging System dargestellt. (Siehe auch Air Conditioning, T 42 a).



Scheibenwischer (Abb. 37 und 38)

Je ein Scheibenwischer ist für Captain und 1st Officer installiert. Sie sind durch einen Schalter auf vier verschiedene Geschwindigkeiten einschaltbar. Eine PARK-Stellung dient dazu, nach dem Abschalten den Wischer aus dem Blickfeld in die Endstellung zu bringen.

Frisch- und Schmutzwasser Füll- und Ablaufanschlüsse

Aus Abb. 39 ist die Anordnung der Heizelemente zu entnehmen. Der Schalter für diese Elemente befindet sich am vorderen Stewardesspanel.

Ice Detector

Dieses System dient zur Feststellung einer möglichen Eisbildung an den exponierten Teilen des Flugzeuges.

Der Eisfühler (Ice Detector Head), wie er in Abb. 40 abgebildet ist, besteht aus einem Rohr, das quer zur Anströmrichtung steht. Es hat an der Anström- und Abströmseite kleine Bohrungen, wobei der Gesamtquerschnitt der Anströmbohrungen größer ist als der der Abströmbohrungen.

Im Flug entsteht nun im Rohr ein kleiner Überdruck gegenüber dem atmosphärischen Druck. Die Druckdifferenz verursacht eine Ausdehnung
einer Meßdose im <u>Ice Detector Relay</u> (Abb. 41). In diesem Zustand sind
die Meßdosenkontakte offen.

Bildet sich nun Eis an der Anströmseite des Fühlers, so kann kein Überdruck mehr entstehen. Anstelle dessen stellt sich durch die Sog-wirkung ein kleiner Unterdruck ein. In diesem Fall wird die Meßdose zusammengedrückt, die Kontakte schließen, die Kupplung des Motors im Ice Detector Relay wird entriegelt und die Nockenwelle geht durch Federkraft in ihre Ursprungslage. Neben dem Anlaufen des Motors und



dem Einschalten des Heizelementes des Fühlers kommen auch die Eiswarnungen (optisch und akustisch). Durch das Heizelement wird jedoch das am Fühler angesammelte Eis wieder abgetaut. Nach dem automatischen Abschalten des Heizelementes kann sich nun wieder Eis bilden und der Vorgang beginnt von neuem und wird sich solange wiederholen als Vereisungsmöglichkeit vorliegt.

ICE AND RAIN PROTECTION

(ATA-Ref. 30)

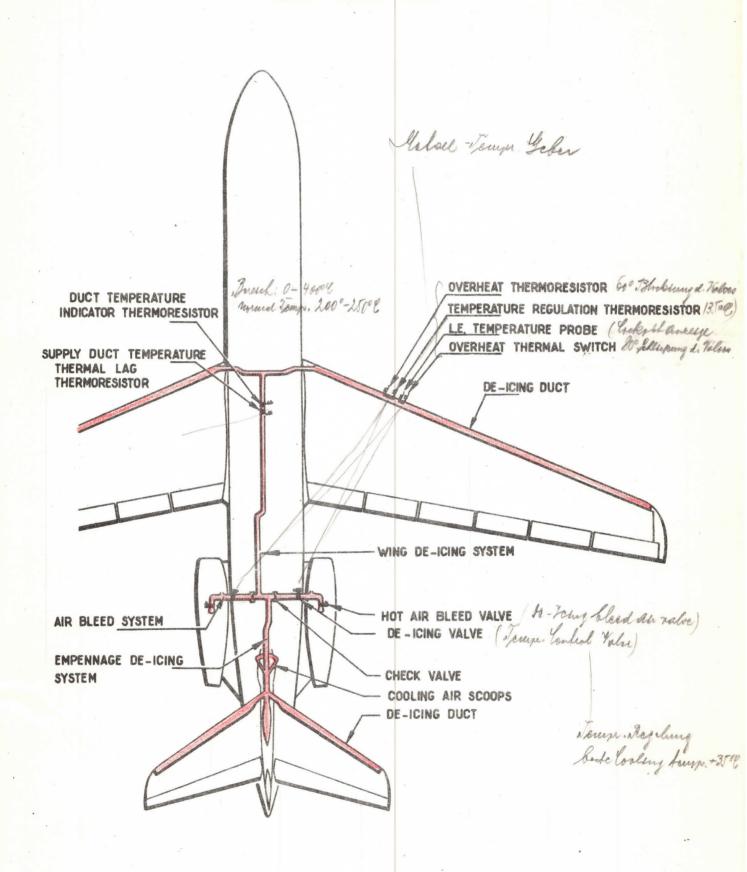
Abbildungsverzeichnis

T	42	j	1	De-icing System, schematisch
T	42	j	2	Airfoil De-icing System
T	42	j	3	Schnittbild eines Heißluftrohres
Т	42	j	4	Aufhängung und Verankerung der Heißluftrohre an der Struktur
T	42	j	5	Engine Bleed Air System
T	42	j	6	Hot Air Bleed Valve (TEDDINGTON)
T	42	j	7	Verrohrung nach Eintritt in den Rumpf
T	42	j	8	Airfoil De-icing Valve
T	42	j	9	Check Valve
T	42	j	10	Universal Joint
T	42	j	11	T-Stück
T	42	j	12	Verrohrung bis zu den Flügelwurzeln
T	42	j	13	Verrohrung bis zum Leitwerk
T	42	j	14	Enteisung des Leitwerks
T	42	j	15	Übergang von Rumpf zu Leading Edge
T	42	j	16	Verbindung der Leading Edge-Teilstücke
T	42	j	17	Leading Edge De-icing, Seitenflossen
T	42	j	18	Elektr, Schaltbild - De-icing Hot Air Bleed
T	42	j	19	Anordnung der Thermoresistors
T	42	j	20	Kabelspannvorrichtung
T	42	j	21	Air Temperature Control Unit
T	42	j	22	Elektr. Schaltbild - Airfoil De-icing
T	42	j	23	De-icing Safety Circuit

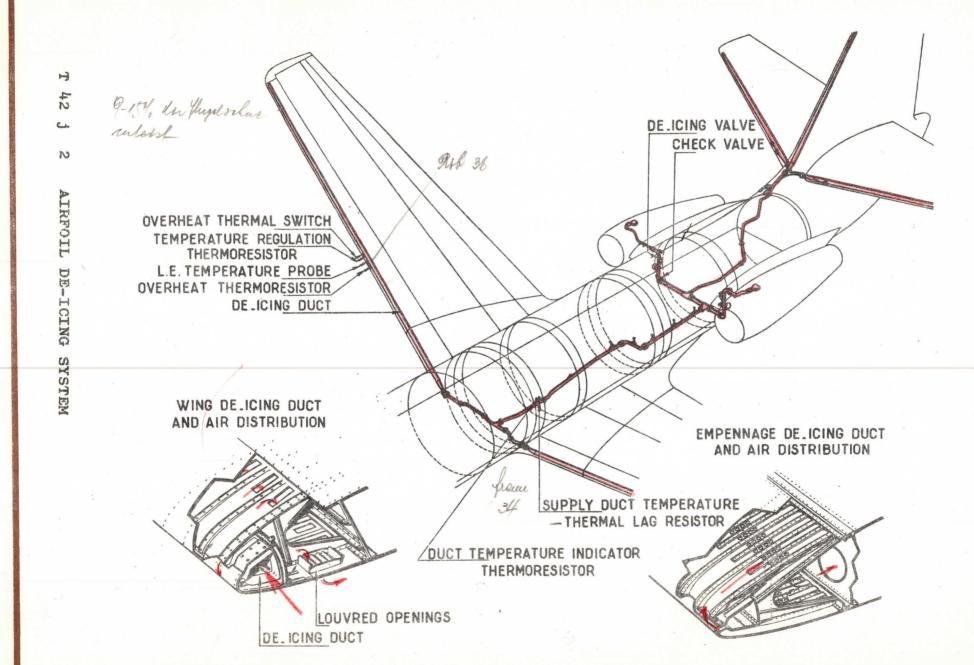


T	42 j	24	Air Scoop (Lufteintritt) De-icing
T	42 j	25	Air Conditioning Primary Heat Exchanger Air Intake Scoop De-icing, schematisch
T	42 j	26	Air Conditioning Primary Heat Exchanger Air Intake Scoop De-icing
T	42 j	27	Elektr. Schaltbild - Air Conditioning Primary Heat Exchanger Air Intake Scoop De-icing, linkes System
T	42 j	28	Enteisung der Pitot Static Tubes und der Water Separator-Abläufe
\mathbf{T}	42 j	29	Elektr. Schaltbild - Pitot Static Tube - Enteisung
${\tt T}$	42 j	30	Silicagel De-fogging
T	42 j	31	Windshield De-icing
T	42 j	32	Blockschaltbild des Temperature Regulators
\mathbf{T}	42 j	33	Internes Schaltbild des Temperature Regulators
\mathbf{T}	42 j	34	Schaltbild der Windshield De-icing, schematisch
T	42 j	35	De-fogging der Cockpit-Fenster
T	42 j	36	Elektr. Schaltbild - De-fogging Fan
T	42 j	37	Scheibenwischer
T	42 j	38	Elektr. Schaltbild - Scheibenwischer
T	42 j	39	Enteisung der Frisch- und Schmutzwasser- Füll- und Ablaufanschlüsse
\mathbf{T}	42 j	40	Ice Detector
T	42 j	41	Elektr. Schaltbild - Ice Detector

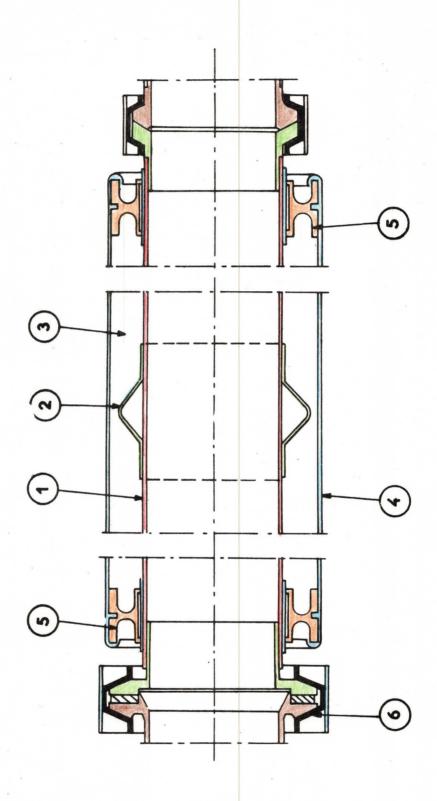




T 42 j 1 DE-ICING SYSTEM, SCHEMATISCH

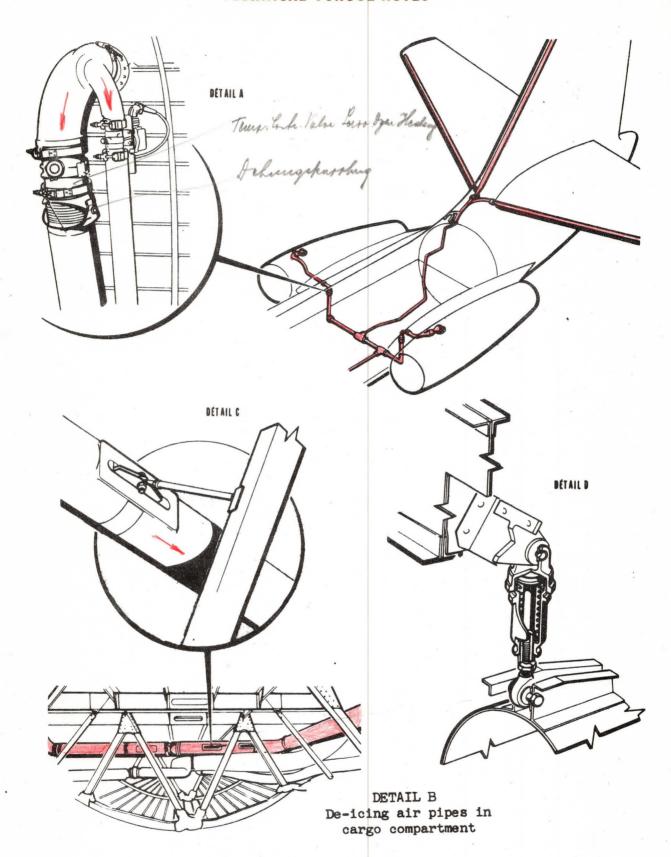


E S



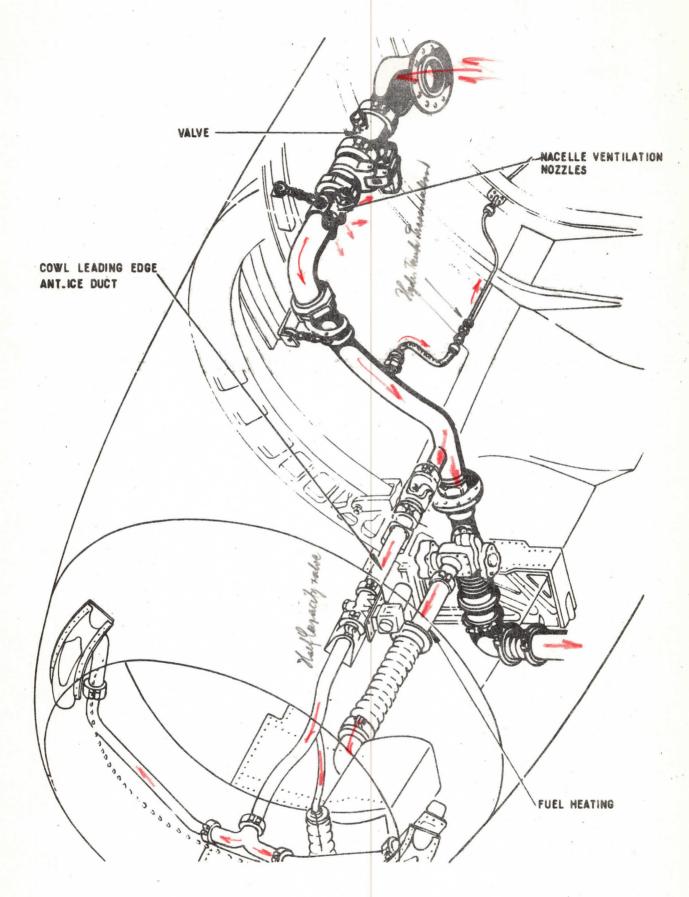
T 42 j 3 SCHNITTBILD EINES HEISSLUFTROHRES

Lystem effilore



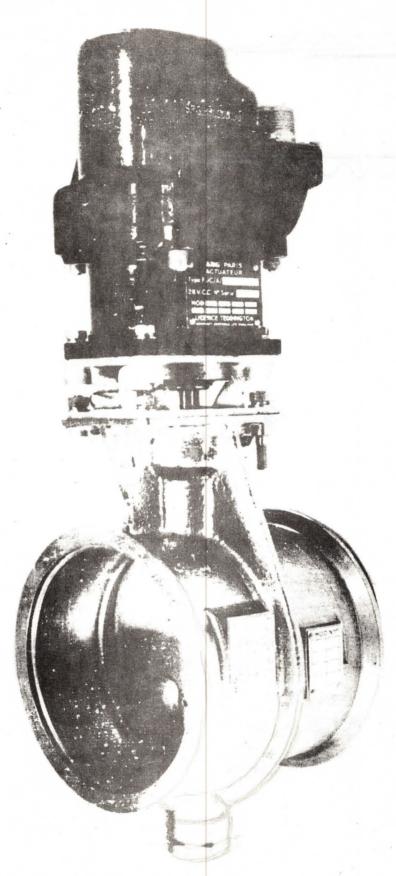
T 42 j 4 AUFHÄNGUNG UND VERANKERUNG DER HEISSLUFTROHRE AN DER STRUKTUR





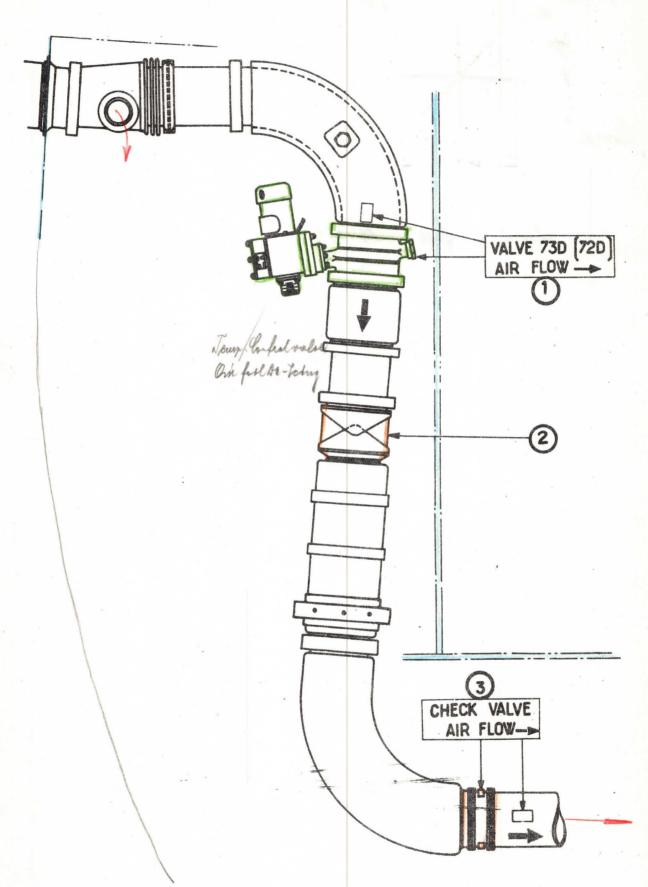
ENGINE BLEED AIR SYSTEM T 42 j



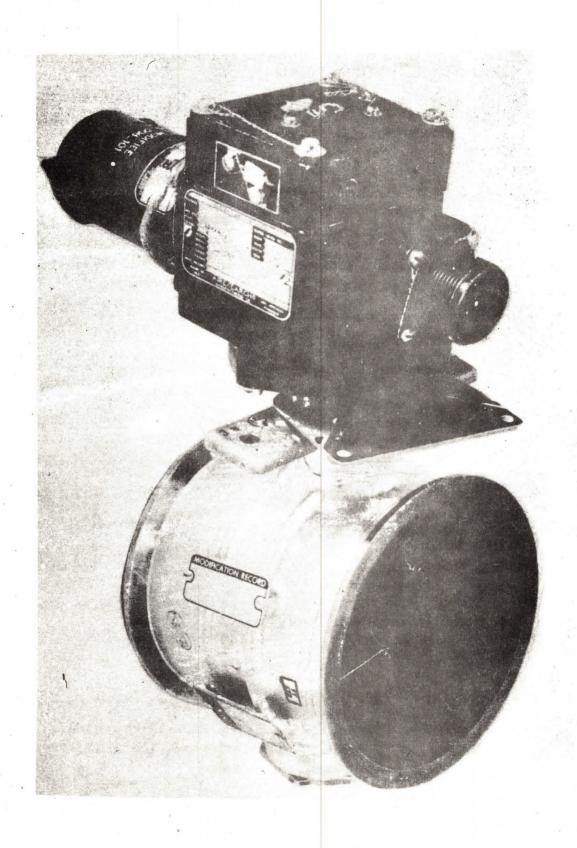


T 42 j 6 HOT AIR BLEED VALVE (TEDDINGTON)

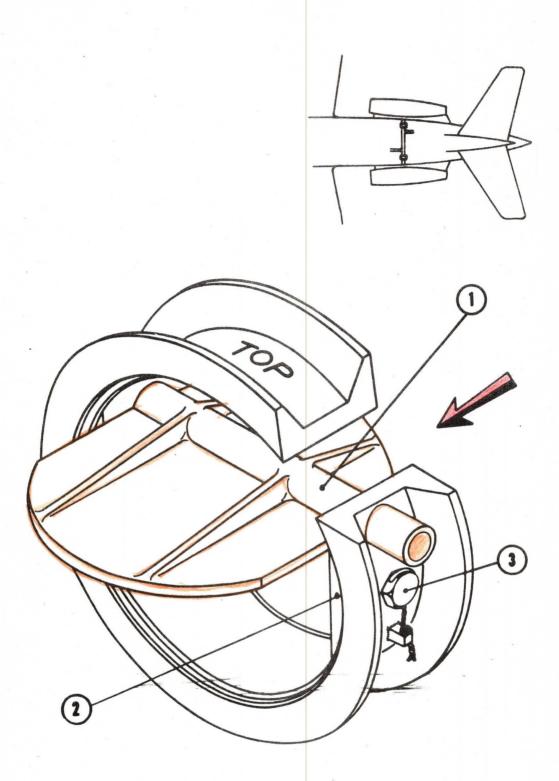




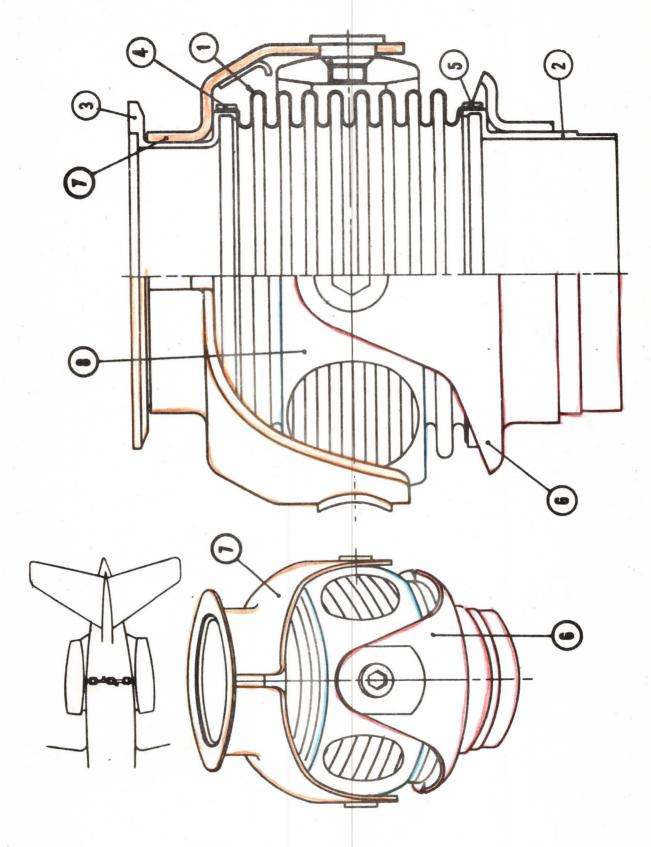
T 42 j 7 VERROHRUNG NACH EINTRITT IN DEN RUMPF



T 42 j 8 AIRFOIL DE-ICING VALVE (Jamp, Genful value

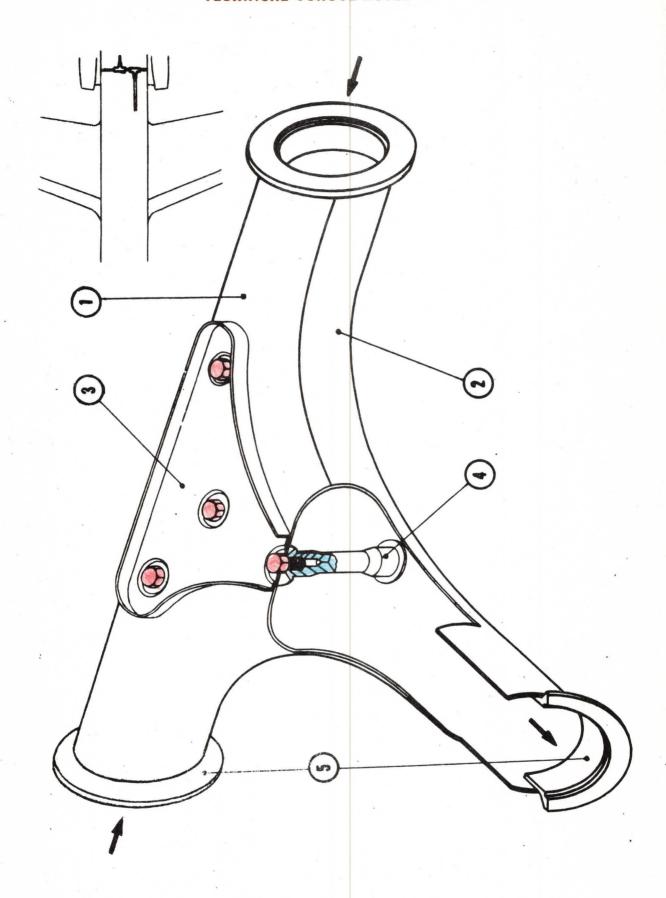


T 42 j 9 CHECK VALVE

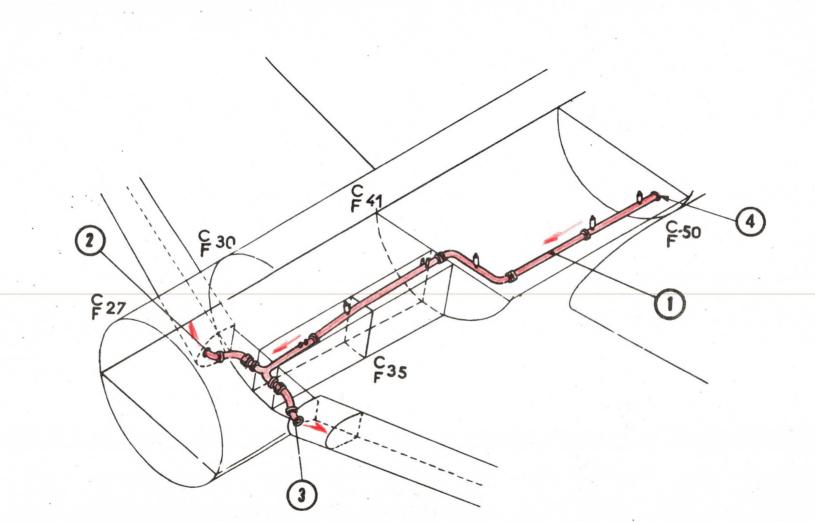


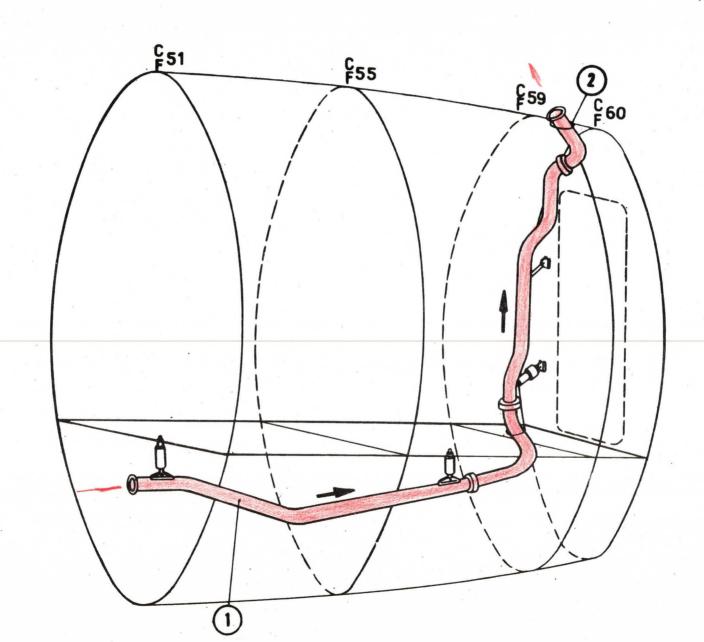
T 42 j

UNIVERSAL JOINT 3 Shock (marljeden Check valve a. T. Brick)

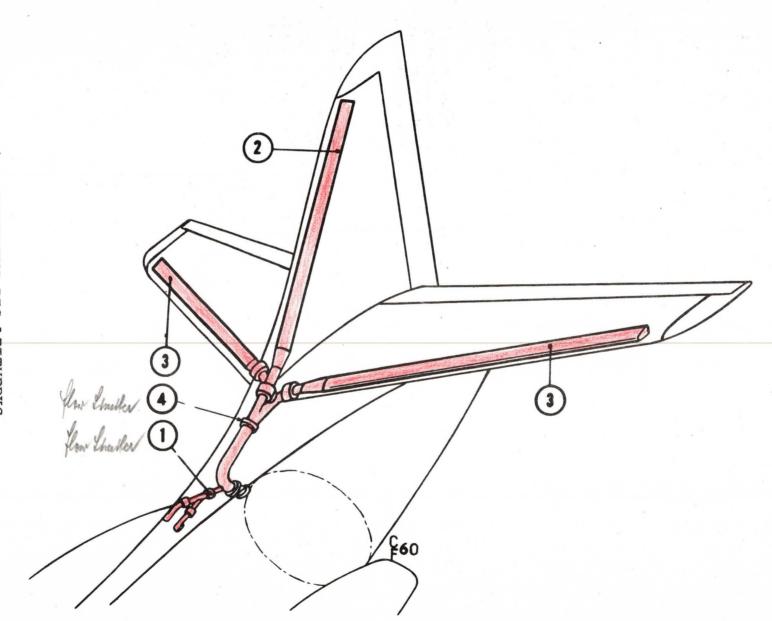


T 42 j 11 T-STÜCK





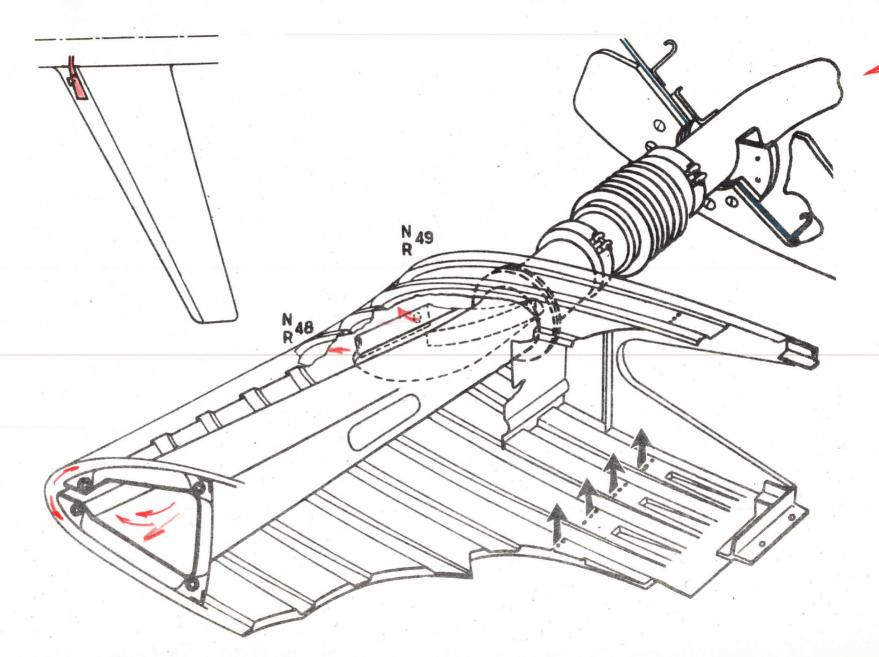
T 42 VERROHRUNG BIS ZUM LEITWERK



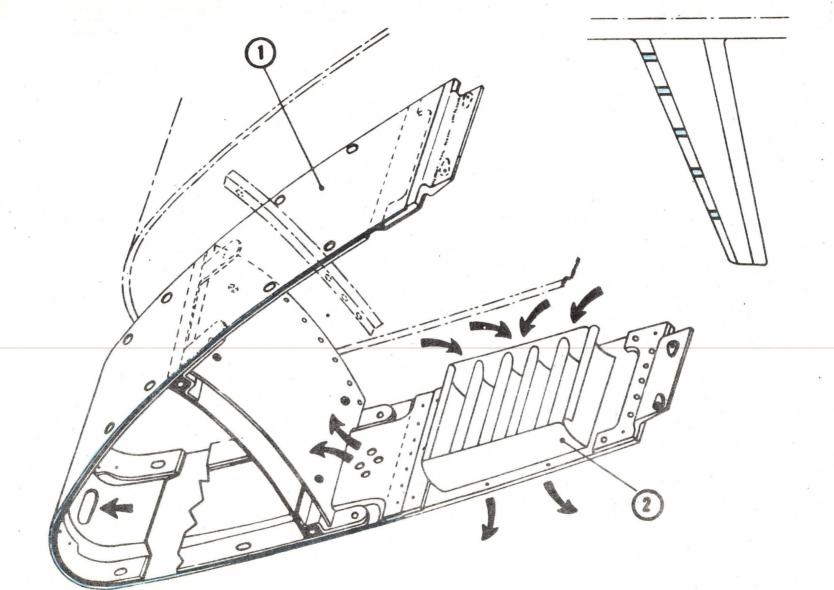
T 42 j 14

ENTEISUNG DES LEITWERKS





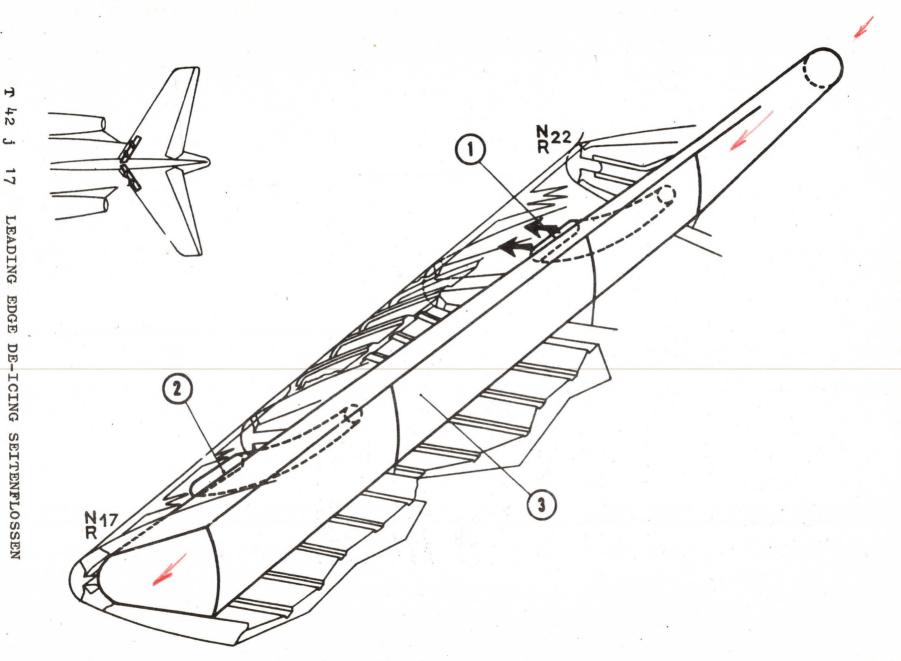
T 42 5 ÜBERGANG VON RUMPF ZU LEADING EDGE



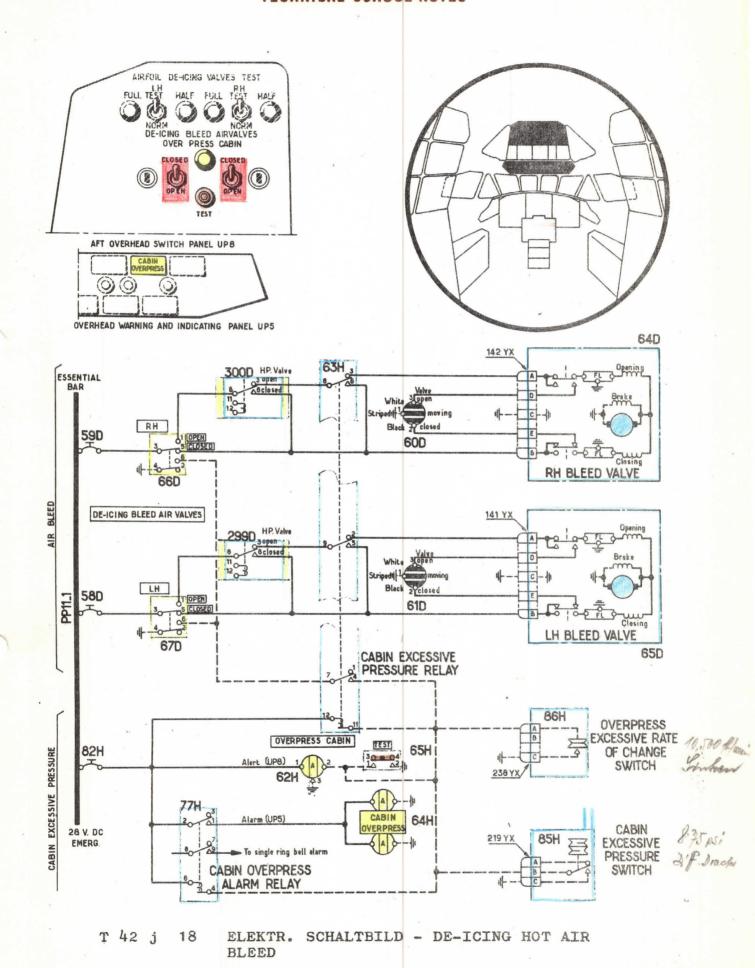
H 42 16 VERBINDUNG TEILSTÜCKE DER LEADING EDGE



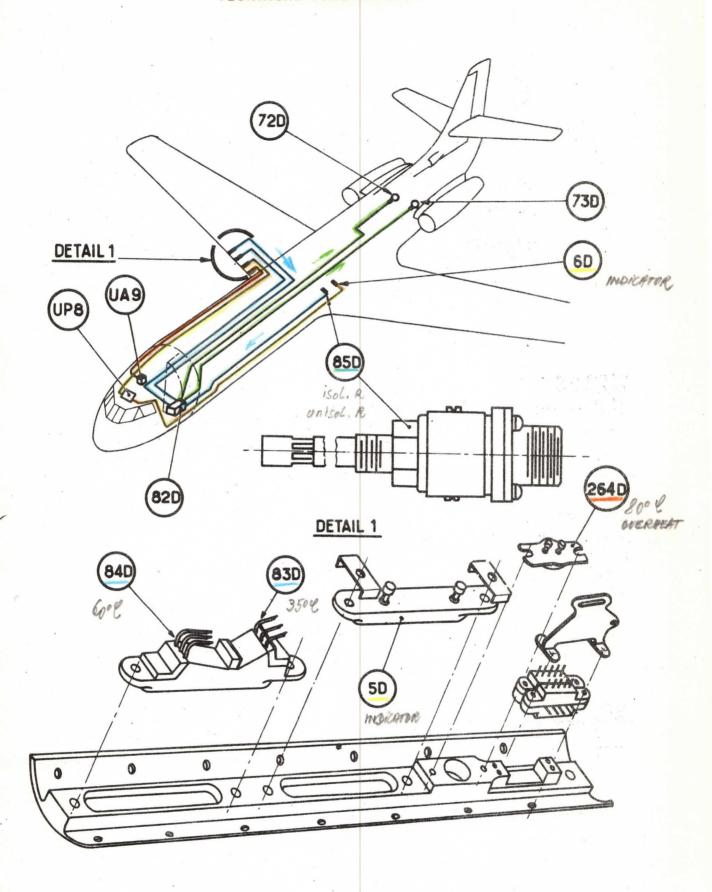
NUR ZUR SCHULUNG



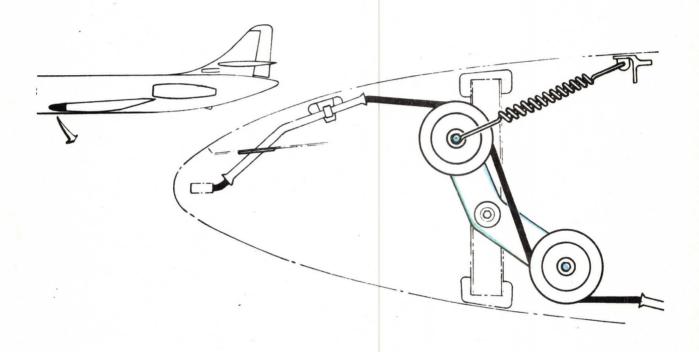
JUA



JUA

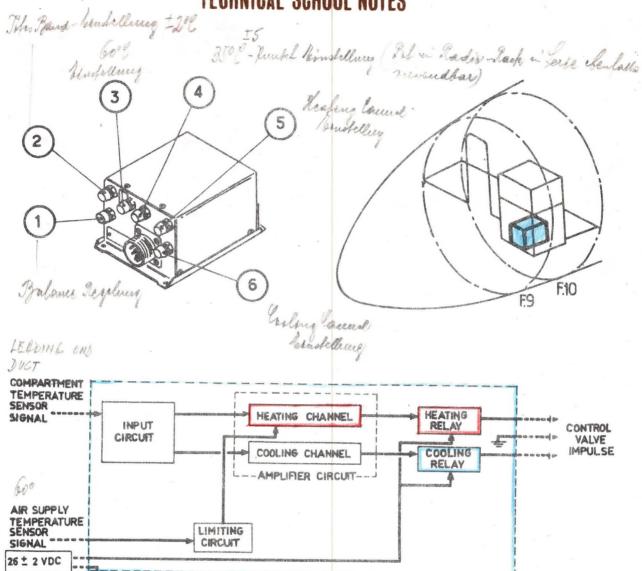


T 42 j 19 ANORDNUNG DER THERMORESISTORS

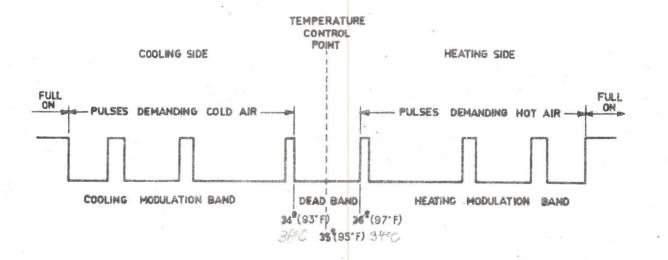


T 42 j 20 KABELSPANNVORRICHTUNG

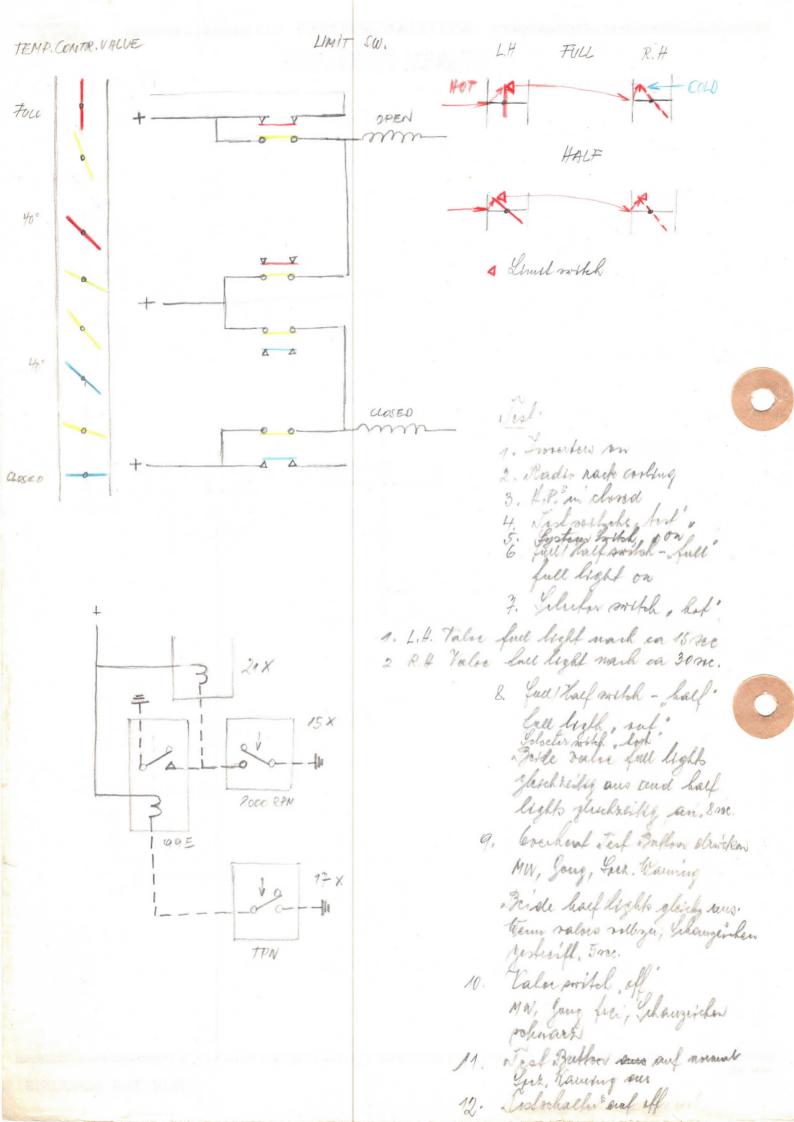




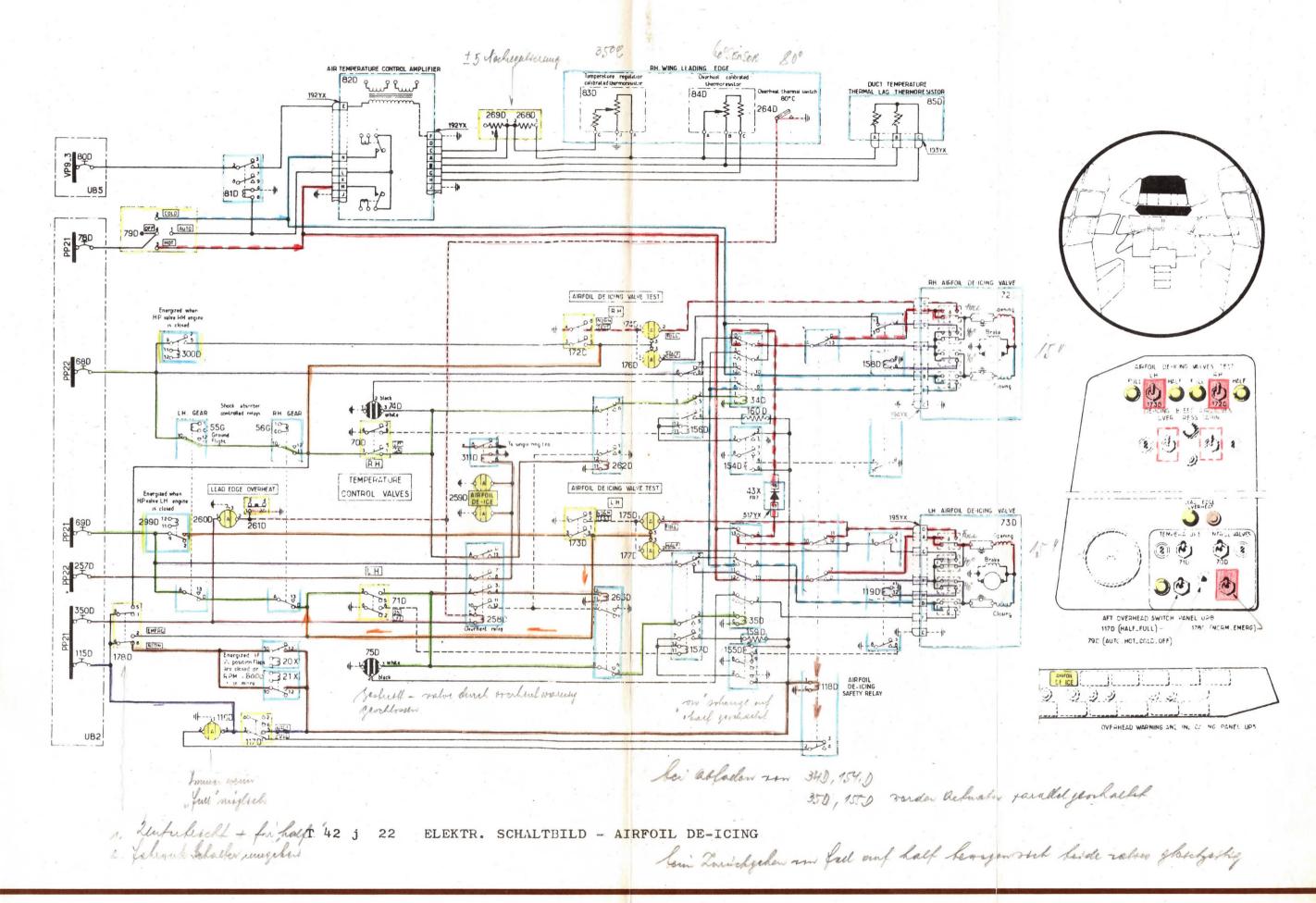




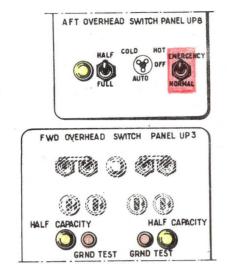
T 42 j 21 AIR TEMPERATURE CONTROL UNIT

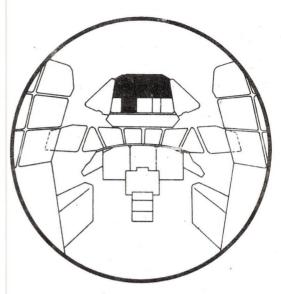


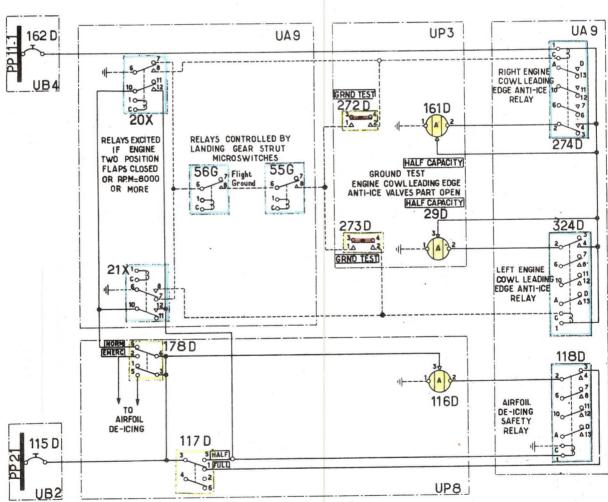
Jage voin ai Lacha, overhead on







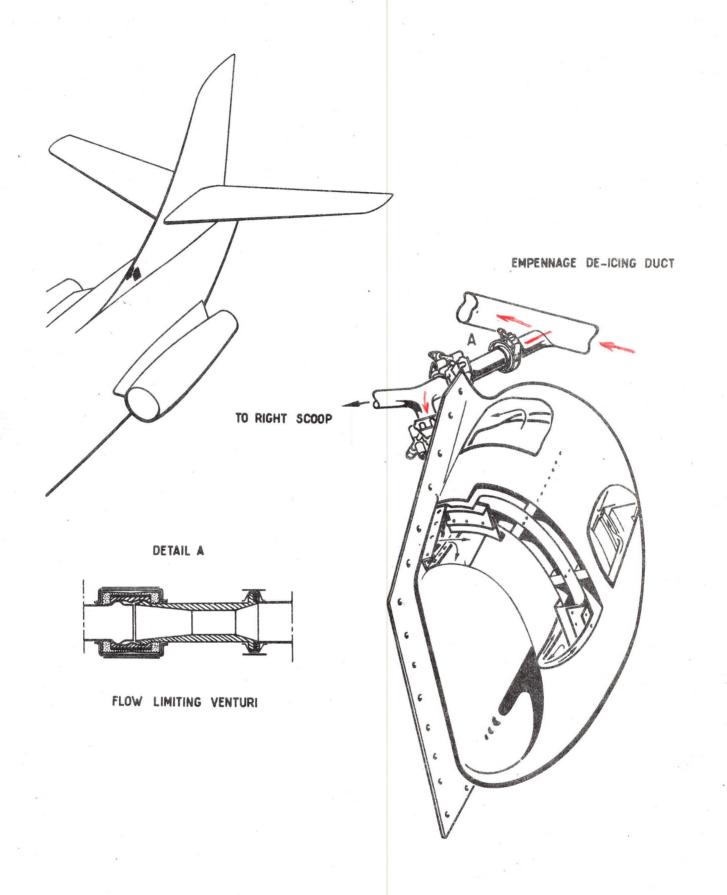




T 42 j 23 DE-ICING SAFETY CIRCUIT

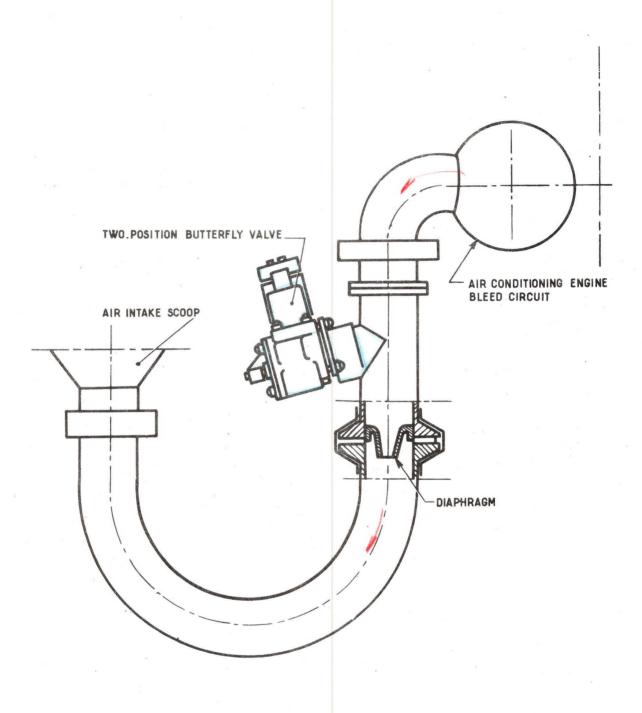
JUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



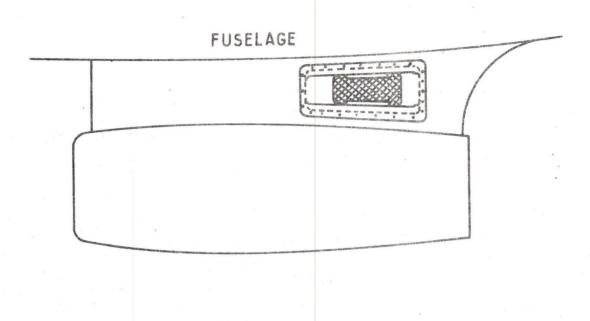
T 42 j 24 AIR SCOOP (LUFTEINTRITT) DE-ICING

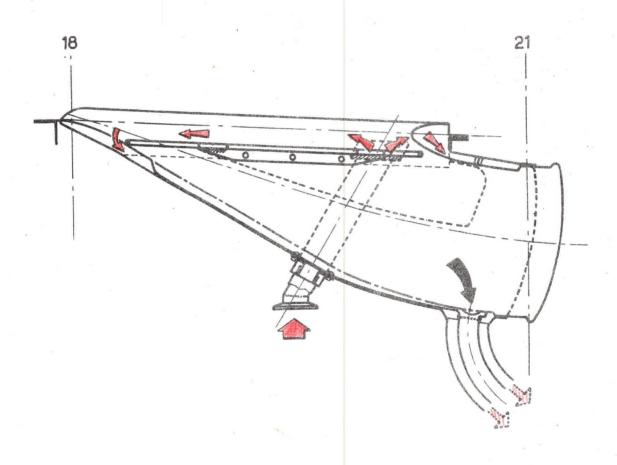




T 42 j 25 AIR CONDITIONING PRIMARY HEAT EXCHANGER AIR INTAKE SCOOP DE-ICING, SCHEMATISCH



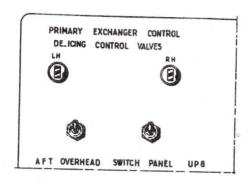


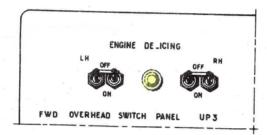


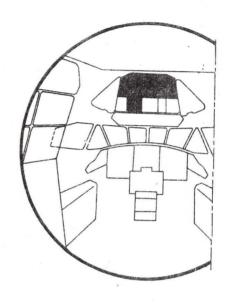
T 42 j 26 AIR CONDITIONING PRIMARY HEAT EXCHANGER AIR INTAKE SCOOP DE-ICING



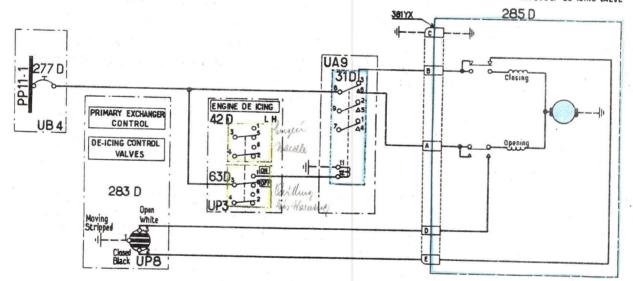
TECHNICAL SCHOOL NOTES







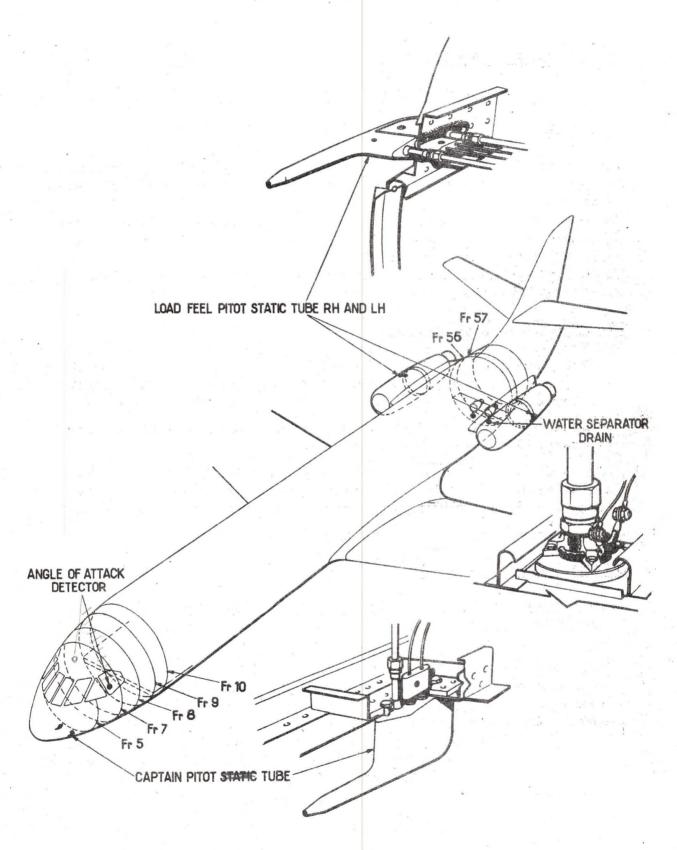
PRIMARY HEAT EXCHANGER LH AIR SCOOP DE-ICING VALVE



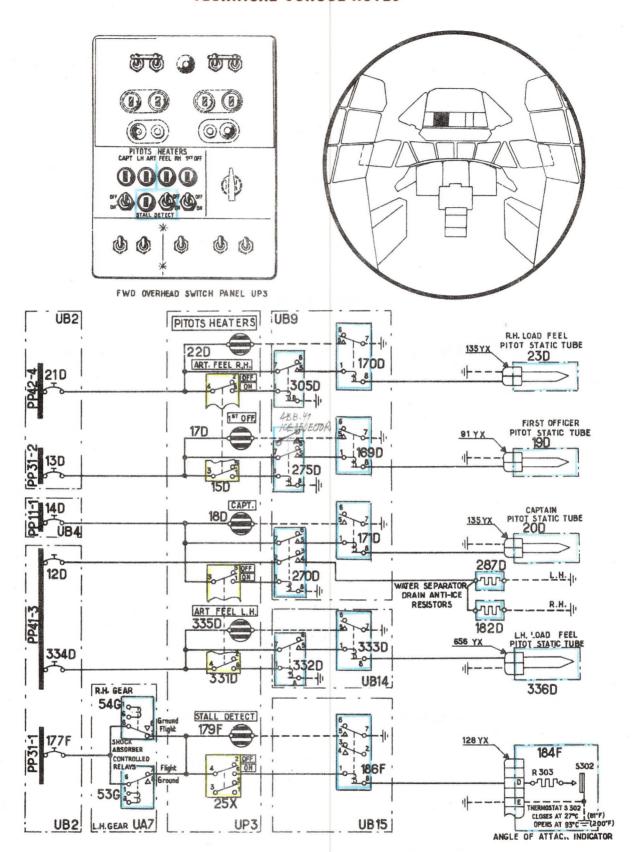
iT	EMS
LH	RH
42 D	43 D
63 D	62 D
277 0	278 D
310	30D
283D	284D
2850	286 D
381 YX	398YX
PP 1	1_1

T 42 j 27 ELEKTR. SCHALTBILD - AIR CONDITIONING PRIMARY HEAT EXCHANGER AIR INTAKE SCOOP DE-ICING, LINKES SYSTEM

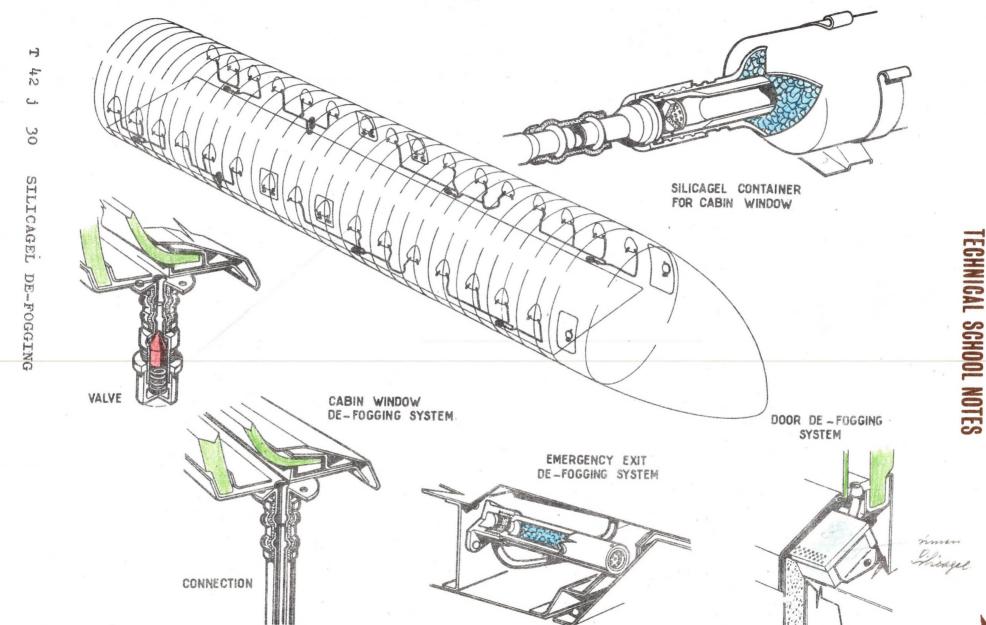




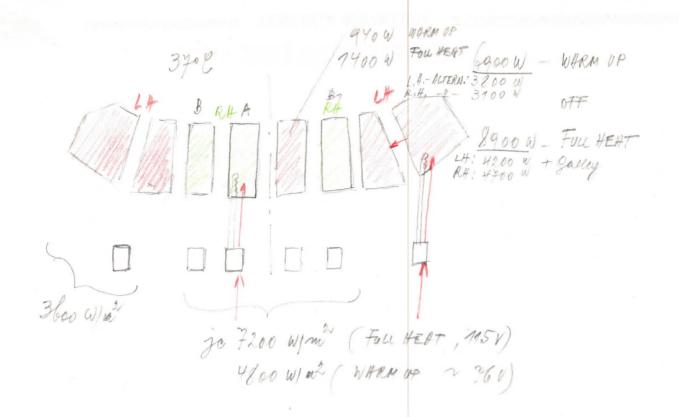
T 42 j 28 ENTEISUNG DER PITOT STATIC TUBES UND DER WATER SEPARATOR - ABLÄUFE

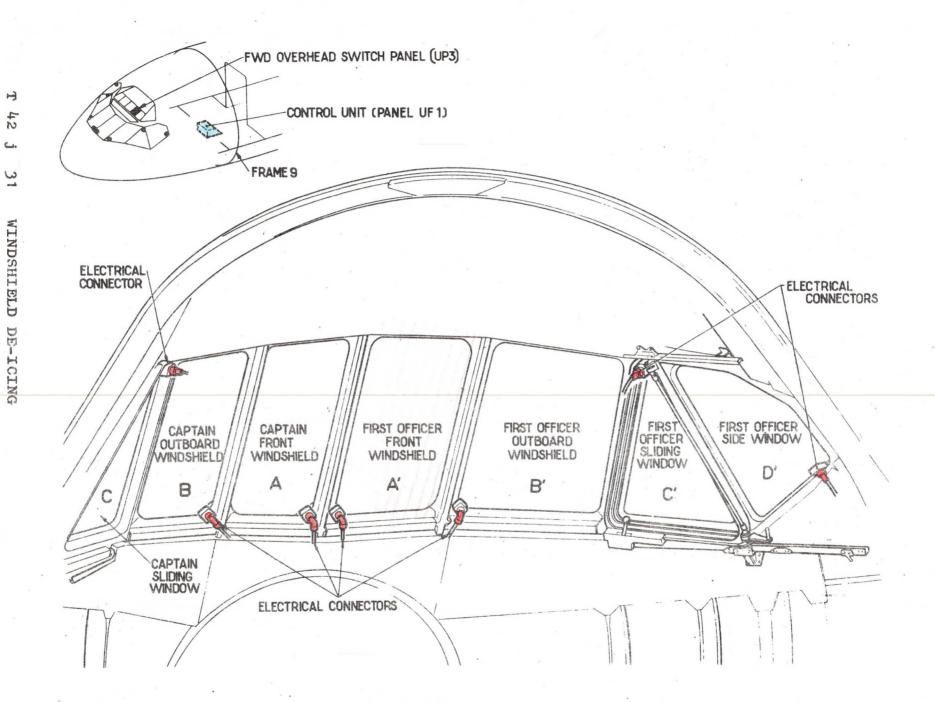


T 42 j 29 ELEKTR. SCHALTBILD - PITOT STATIC TUBE - ENTEISUNG



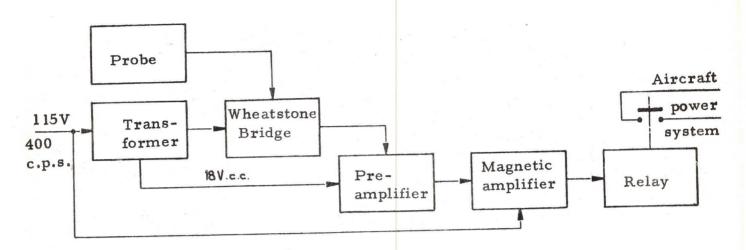




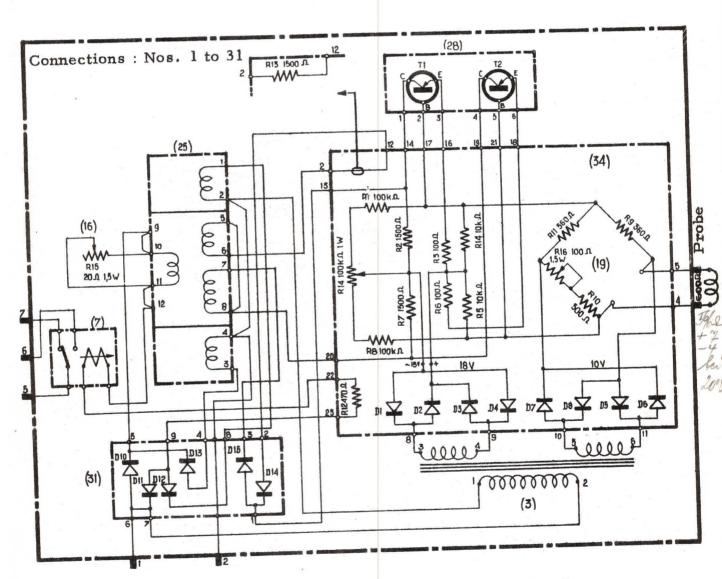






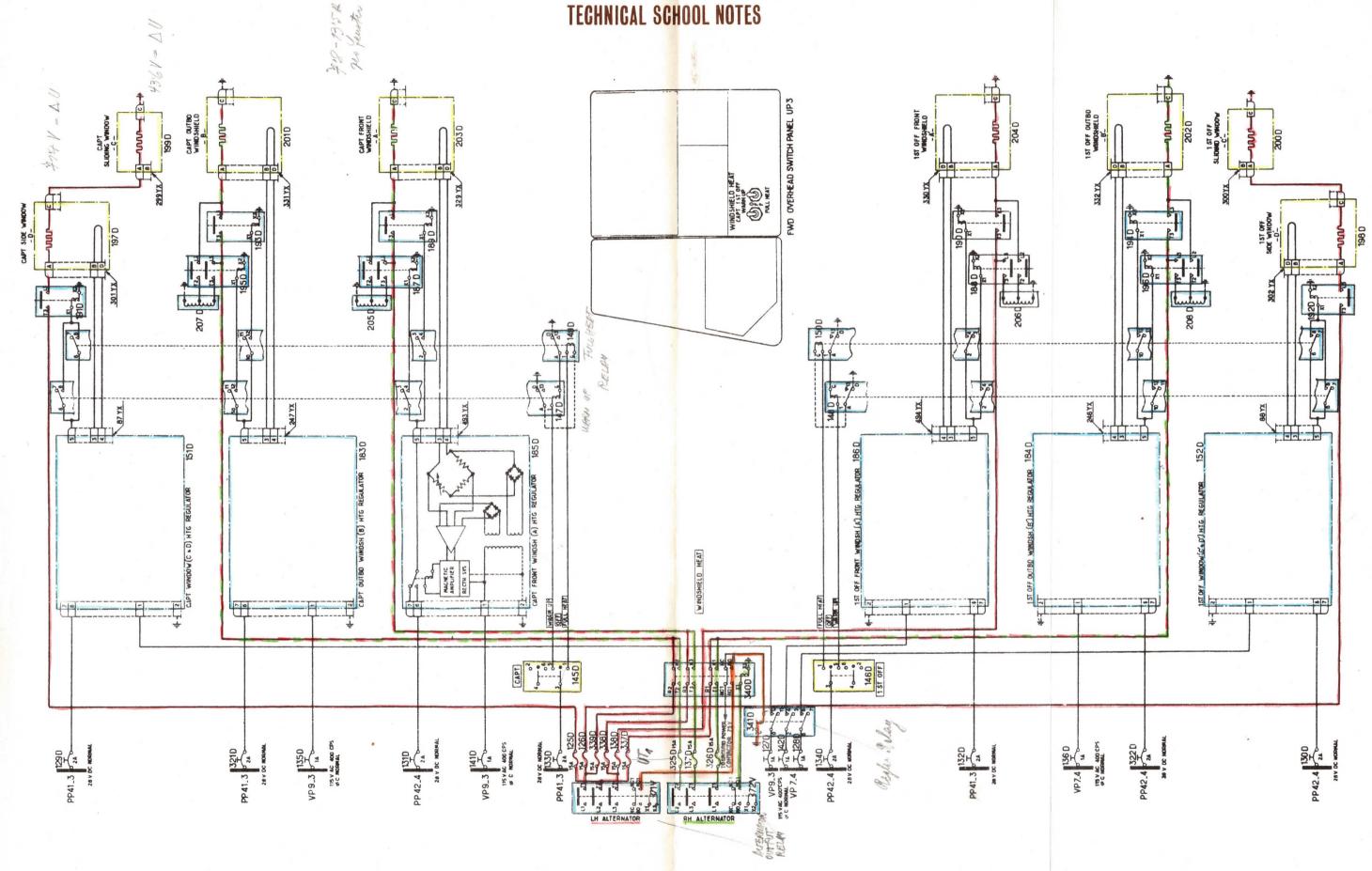


T 42 j 32 BLOCKSCHALTBILD DES TEMPERATURE REGULATORS



T 42 j 33 INTERNES SCHALTBILD DES TEMPERATURE REGULATORS

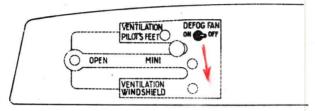




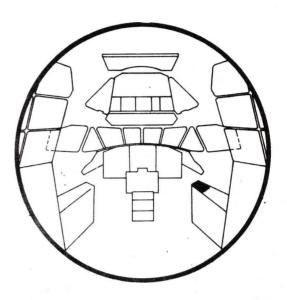
T 42 j 34 SCHALTBILD DER WINDSHIELD DE-ICING, SCHEMATISCH

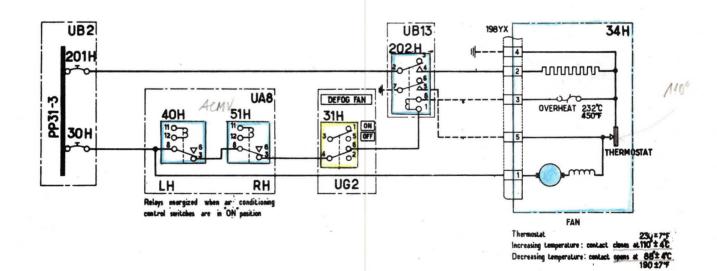






FO'S CONSOLE UG2



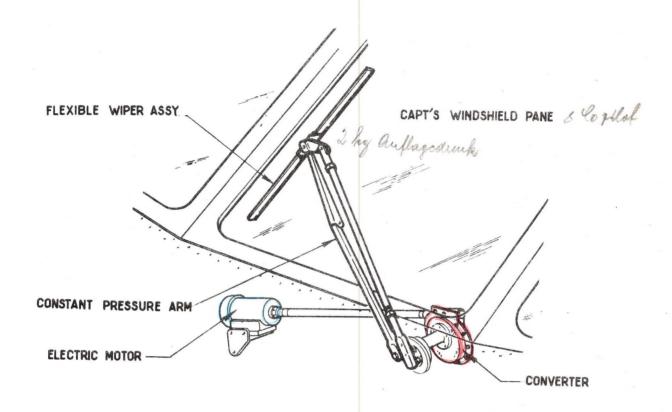


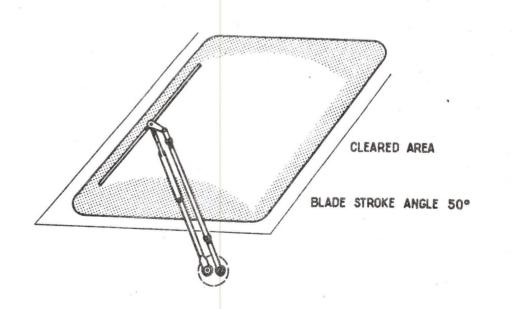
T 42 j 36 ELEKTR. SCHALTBILD - DE-FOGGING FAN bei engenhellen

By duck nochaeter

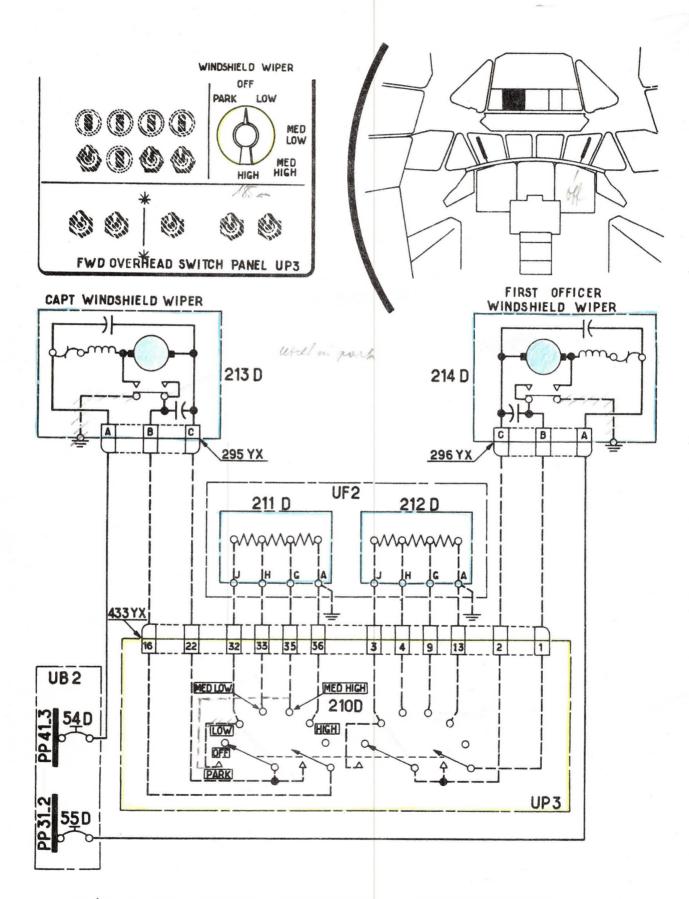
LUA)

TECHNICAL SCHOOL NOTES

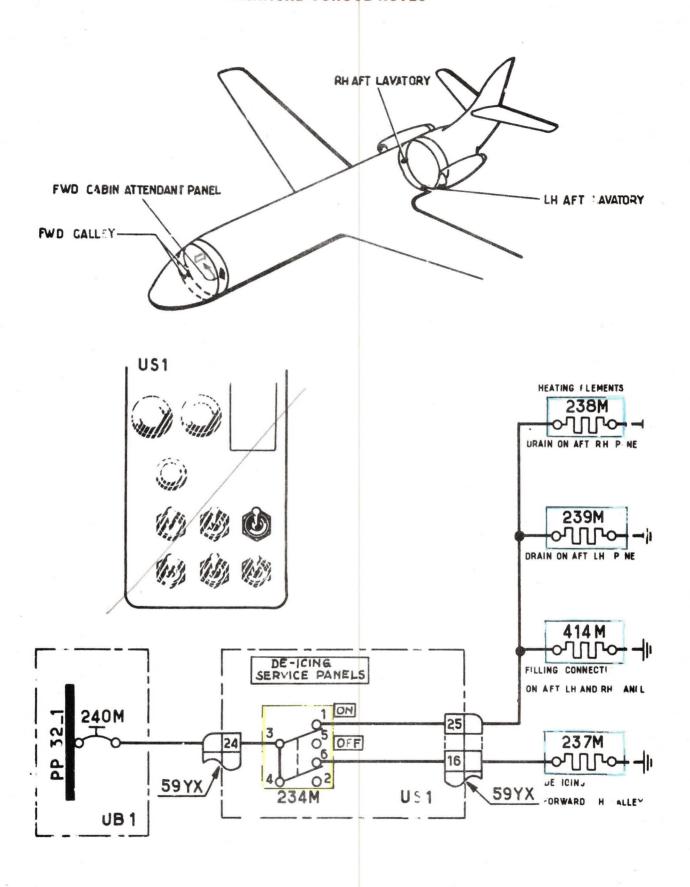




T 42 j 37 SCHEIBENWISCHER

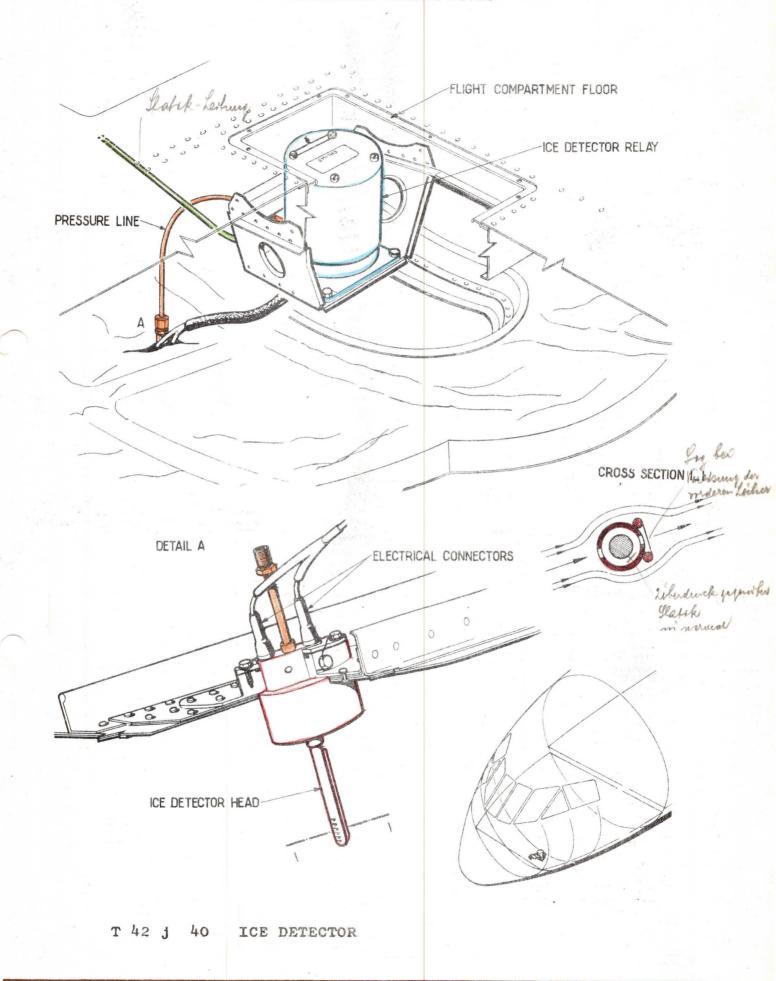


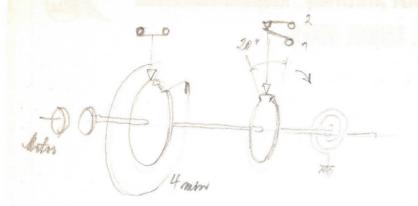
T 42 j 38 ELEKTR. SCHALTBILD - SCHEIBENWISCHER



† 2 J. 39 ENTEISUNG DER FRISC - UND SCHMUTZWASSFR FÜLL- UND ABLAUFANSCHLUS E

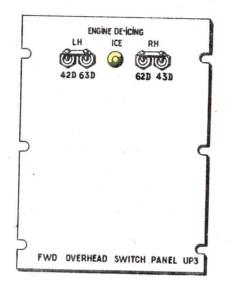
LUA

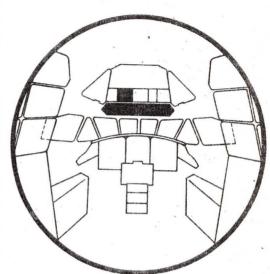




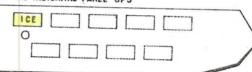


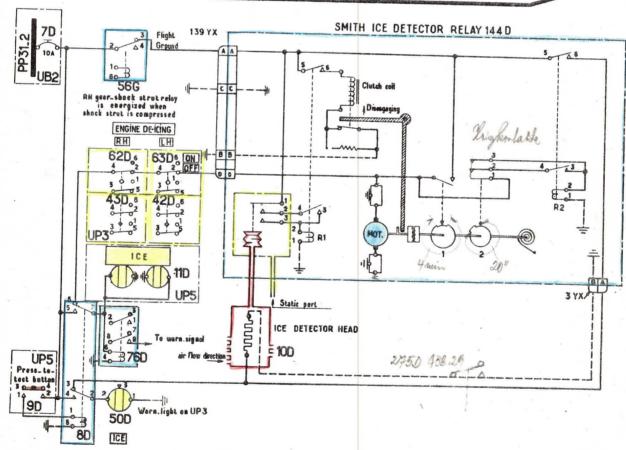
TECHNICAL SCHOOL NOTES





OVERHEAD WARNING AND INDICATING PANEL UPS





T 42 j 41 ELEKTR. SCHALTBILD - ICE DETECTOR



INSTRUMENTS

(S.E. 210, ATA-Ref. 31)

T 42 k

Bearbeitet: Pöttinger

Ausgabe: 2/1/63



TECHNICAL SCHOOL NOTES

INSTRUMENTS

(ATA-Ref. 31)

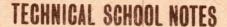
Inhaltsangabe

Allgemein

Panels

- 1. Lower Instrument Panels
- 2. Overhead Instrument Panels
- 3. Konsolen
- 4. Control Pedestal
- 5. System Engineer Panels
- 6. Electrical Power Center
- 7. Cabin Attendant Panels
- 8. Sonstige Panels

Unabhängige Instrumente





INSTRUMENTS

Allgemein

Dieses Kapitel gliedert sich grundsätzlich in zwei Teile:

- Panel-Anordnung und -Befestigung.
- Unabhängige Instrumente, das sind jene, die keinem bestimmten System angehören.

Panels

Abb. 1 läßt die Anordnung sämtlicher Panels im Bereich des Cockpit, sowie deren Bezeichnung erkennen.

Im folgenden gelangen die einzelnen Panelgruppen zur Erläuterung.

1. Lower Instrument Panels

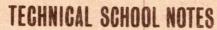
Abb. 2 und 3 zeigen die Verankerung und Befestigung dieser Panels, die Abbildungen 4 bis 9 deren Auslegung. Die Panels sind aus Leichtmetall hergestellt und grau lackiert.

Alle Warn- und Anzeigelichter können verdunkelt werden, da sie im unmittelbaren Sichtbereich der Piloten liegen.

Am Engine Instruments Panel (UC 3) sind zusammengehörige Anzeigeund Steuereinrichtungen durch weiße Streifen in Felder gegliedert.

Das Glareshield (UC 6) dient zur Außenlichtabschirmung und ist gleichzeitig Träger einer Reihe von Lampen zwecks Beleuchtung der Panels UC 1 bis UC 5.

T 42 k 2





2. Overhead Instruments Panels

Abb. 10 zeigt die Verankerung und Befestigung dieser Panels, die Abbildungen 11 bis 20 deren Auslegung. Die Panels sind aus Leichtmetall hergestellt und haben eine graue Edge-Lighting-Auflage (Ausnahme: HF-Panel UR 1).

Zusammengehörige Anzeige- und Steuereinrichtungen sind durch weiße Streifen und Umrandungen in Felder gegliedert.

Als besonders wichtig zu bezeichnen, ist das Overhead Warning and Indicating Panel (UP 5), das nahezu alle General Alarms trägt. Es befindet sich unmittelbar über den Cockpit-Fenstern und liegt daher im direkten Aufmerksamkeitsbereich der Piloten.

3. Konsolen

Abb. 21 zeigt die Anordnung der Captain und First Officers Consoles (UG 1 und UG 2).

4. Control Pedestal

Die Abbildungen 22 bis 25 zeigen die Anordnung folgender Teile:

- Control Pedestal, UD 1 (Engine Controls, Trim Controls, Spoiler, Auto Pilot und Flight Controller, Hydraulik-Warnung).
- Forward Pedestal Panel, UD 2 (Navigation und Communication, Radar, Engine Starting).
- Alarm Panel, UD 3 (alle Alarmhörner und -glocken, sowie Summer).

5. System Engineer Panels

Abb. 26 zeigt die Anordnung und Bezeichnung dieser Panels.

In den Abbildungen 27 bis 31 sind die als Bedientafeln ausgebildeten Panels zu erkennen.

T 42 k 3



INSTRUMENTS

(ATA-Ref. 31)

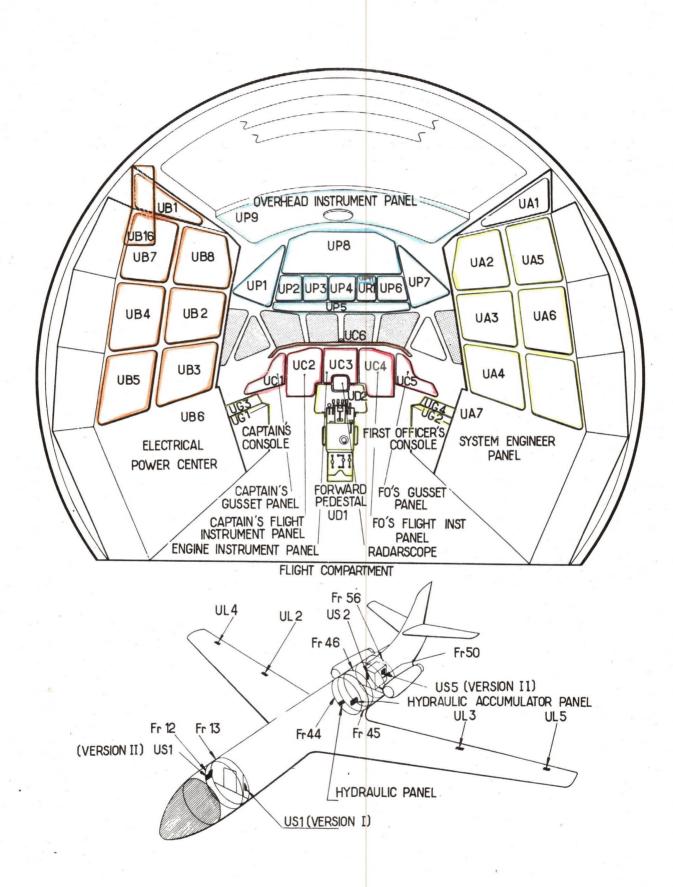
Abbildungsverzeichnis

```
T 42 k
          1
              Anordnung der Panels im Cockpit
T 42 k
              Verankerung der unteren Instrument Panels
          2
T 42 k
              Befestigung des Glareshield
T 42 k
              Captain Gusset Panel, UC 1
         4
T 42 k
          5
              Captain Flight Instrument Panel, UC 2
T 42 k
         6
              Engine Instrument Panel, UC 3
T 42 k
         7
              First Officer Flight Instrument Panel, UC 4
T 42 k
             First Officer Gusset Panel, UC 5
         8
T 42 k
         9
              Glareshield, UC 6
T 42 k
             Verankerung der Overhead Instrument Panels
       10
T 42 k
       11
             Left Overhead Switch Panel, UP 1
T 42 k
        12
             Forward Overhead Switch Panel, UP 2
T 42 k
        13
             Forward Overhead Switch Panel, UP 3
T 42 k
       14
             Forward Overhead Switch Panel, UP 4
T 42 k
       15
             Overhead Warning and Indicating Panel, UP 5
T 42 k
       16
             Forward Overhead Switch Panel, UP 6
T 42 k
       17
             Right Overhead Switch Panel, UP 7
T 42 k
       18
             Aft Overhead Switch Panel, UP 8
T 42 k
        19
             Aft Overhead Switch Panel, UP 9
T 42 k
        20
             Radio Panel, UR 1
T 42 k
       21
             Captain und First Officers Consoles, UG 1 und UG 2
T 42 k
             Pedestal Panels
        22
T 42 k
        23
             Control Pedestal Panel, UD 1
T 42 k
             Forward Pedestal Panel, UD 2
        24
T 42 k
        25
             Alarm Panel, UD 3
T 42 k
        26
             System Engineer Electrical Power Control Panels
T 42 k
        27
             System Engineer Panel UA 1 (S.E. Control Panel)
T 42 k
        28
             System Engineer Panel UA 2 (DC Power Panel)
             System Engineer Panel UA 5 (AC Power Panel)
T 42 k
        30
T 42 k
        31
             System Engineer Panel UA 14 (System Engineer Audio
             Control Panel)
T 42 k
        32
             Electrical Power Center
T 42 k
        33
             Electrical Power Center Panel UB 1
T 42 k
             Forward Cabin Attendant Panel US 1
        34
T 42 k
        35
             Aft Passenger Attendant Panel US 2
T 42 k
        36
             Fueling Control Panels, UL 2, UL 3, UL 4 und UL 5
```

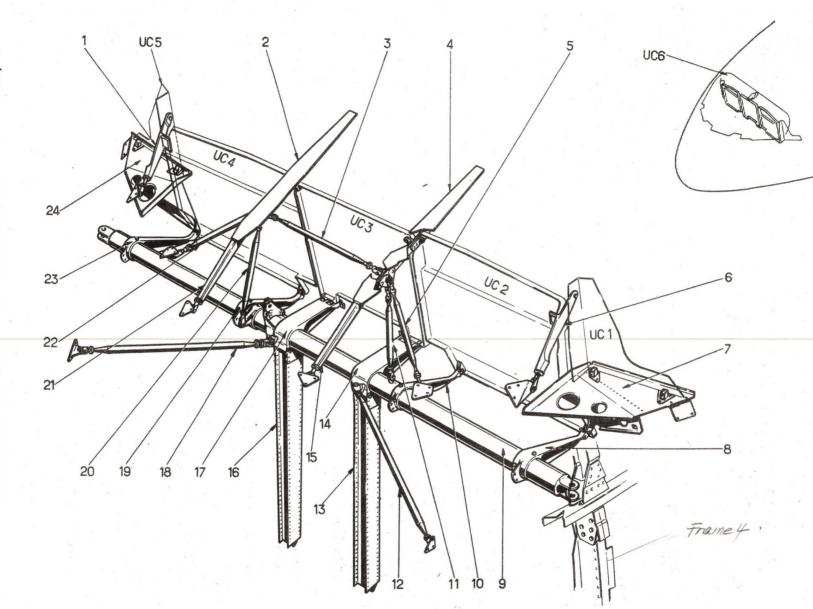


T	42	k	37	Red Hydraulic System Service Panel
\mathbf{T}	42	k	38	Hydraulic Accumulator Panel
\mathbf{T}	42	k	39	Radarschirm
T	42	k	40	Accelerometer (Beschleunigungsmesser)
T	42	k	41	Gesamtschaltbild der Single Stroke Chime
T	42	k	41/1	Warnlichter zu Single Stroke Chime
\mathbf{T}	42	k	41/2	Warnlichter zu Single Stroke Chime (Fortsetzung
\mathbf{T}	42	k	41/3	Gesamtschaltbild und Warnlichter für Continuous
				Ring Bell ("Engine Bell")
T	42	k	42	Call Horn für System Engineer
				Flight Recorder System
T	42	k	44	Magazin für Datenträger
				Datenträger

AUA



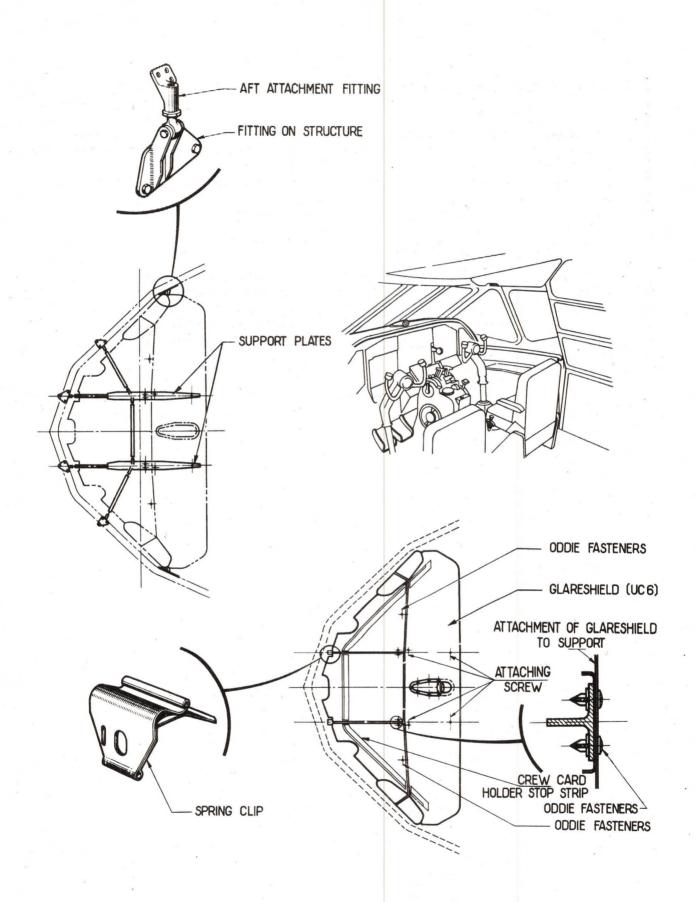
T 42 k 1 ANORDNUNG DER PANELS IM COCKPIT



T 42 k

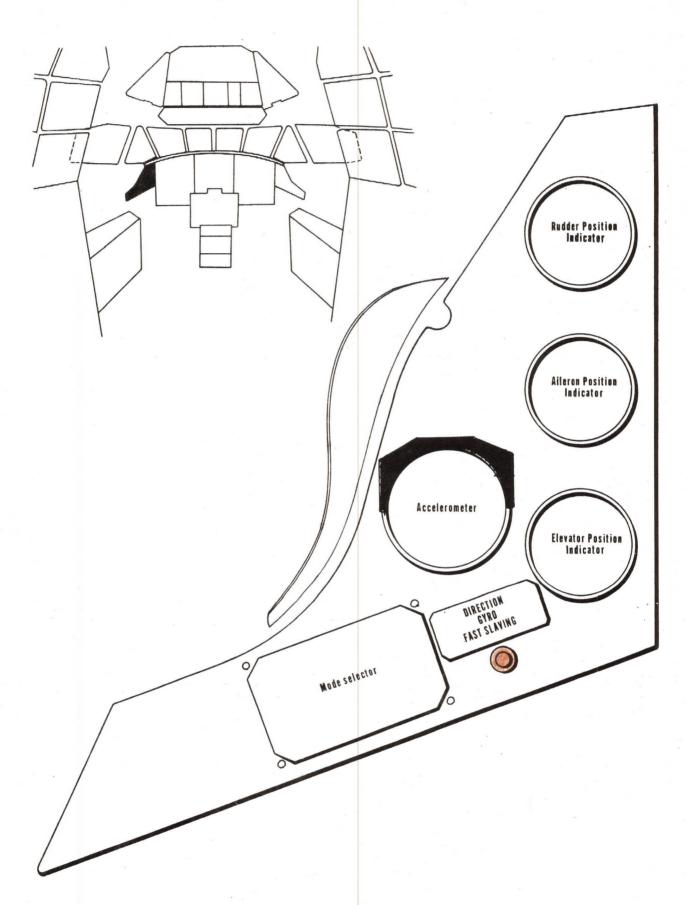
2 VERANKERUNG DER UNTEREN INSTRUMENT PANELS

AUA



T 42 k 3 BEFESTIGUNG DES GLARESHIELD

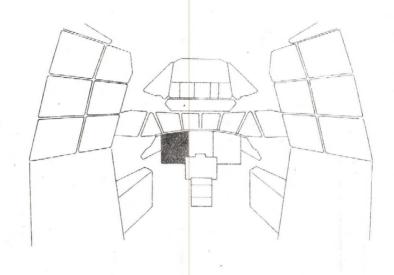


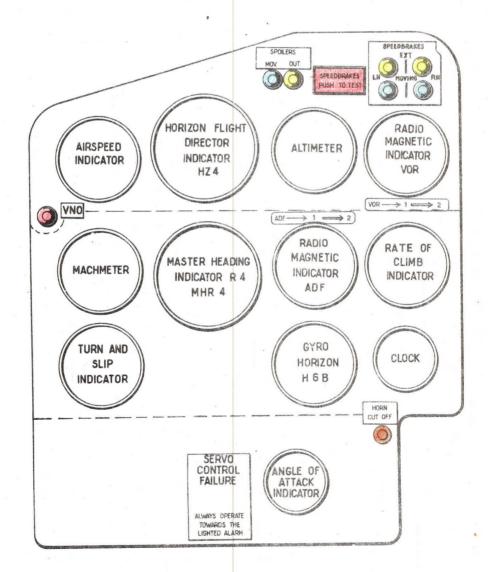


T 42 k 4 CAPTAIN GUSSET PANEL, UC 1



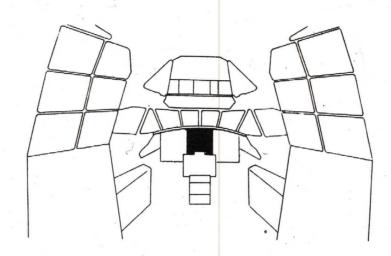
TECHNICAL SCHOOL NOTES

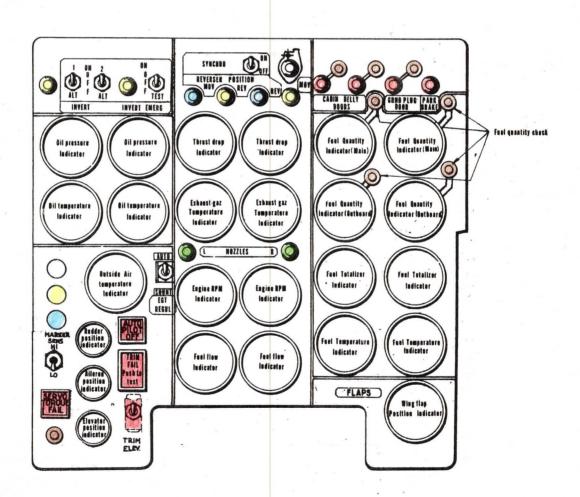




T 42 k 5 CAPTAIN FLIGHT INSTRUMENT PANEL, UC 2

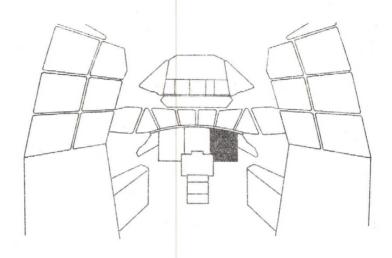


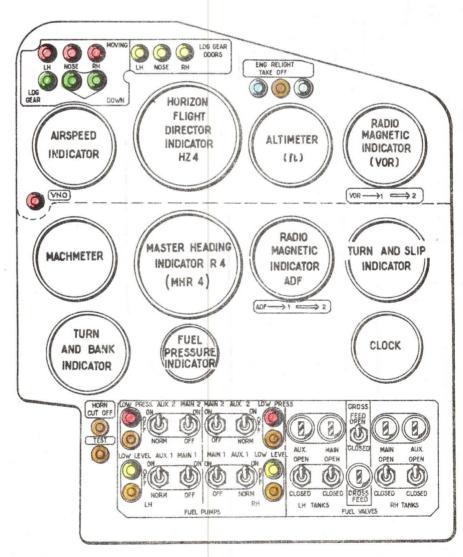




T 42 k 6 ENGINE INSTRUMENT PANEL, UC 3

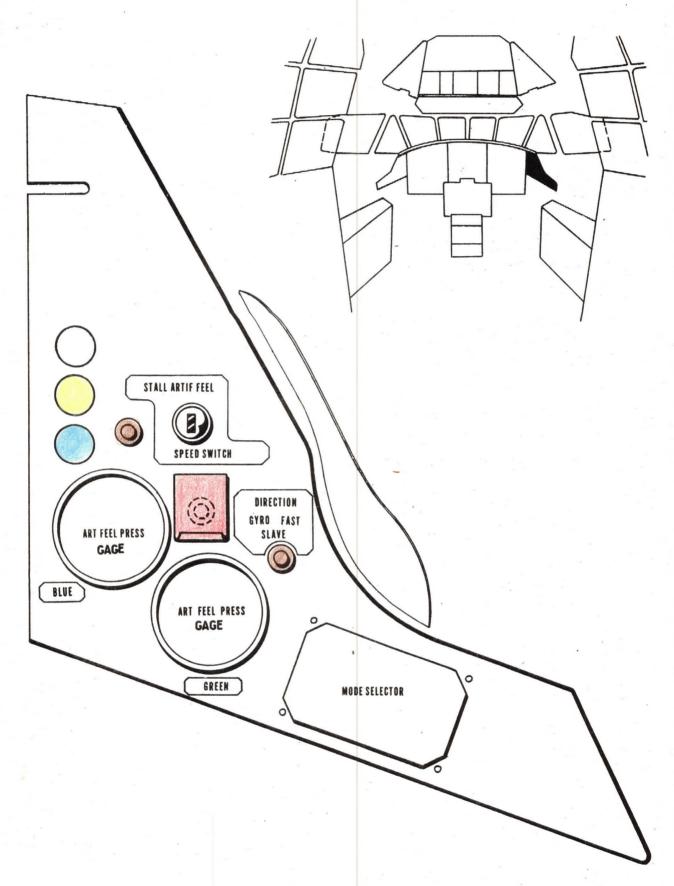
,.UA





T 42 k 7 FIRST OFFICER FLIGHT INSTRUMENT PANEL, UC 4





T 42 k 8 FIRST OFFICER GUSSET PANEL, UC 5

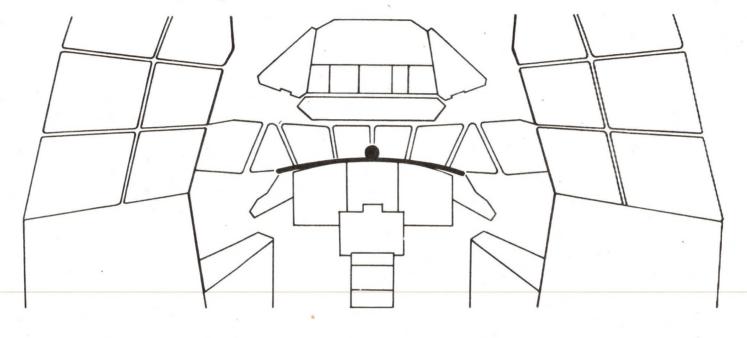
T 42

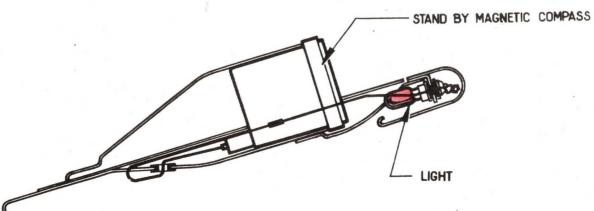
*

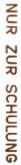
9

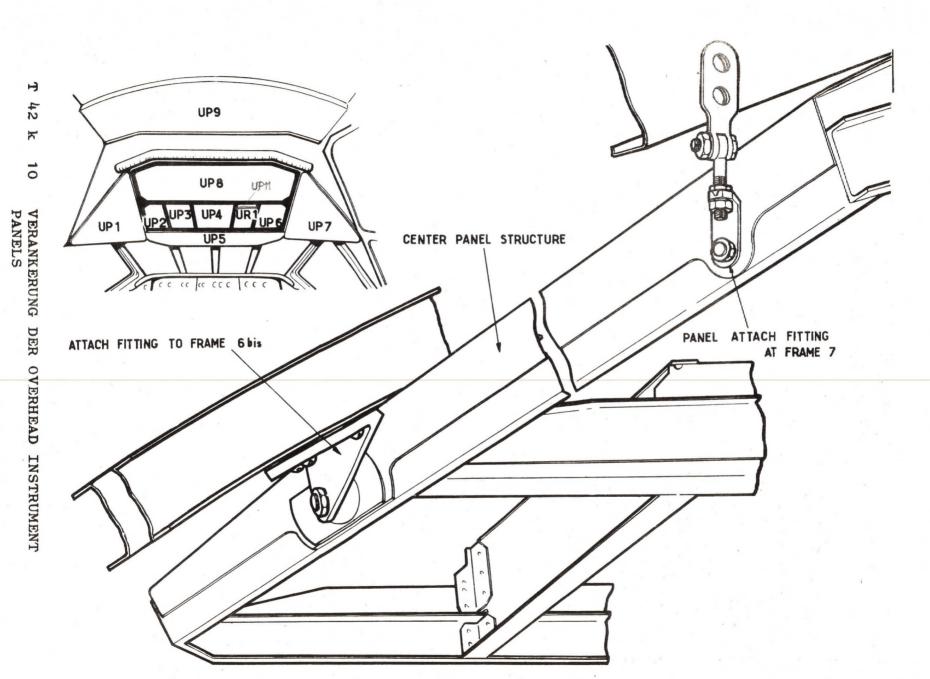
GLARESHIELD, UC

6

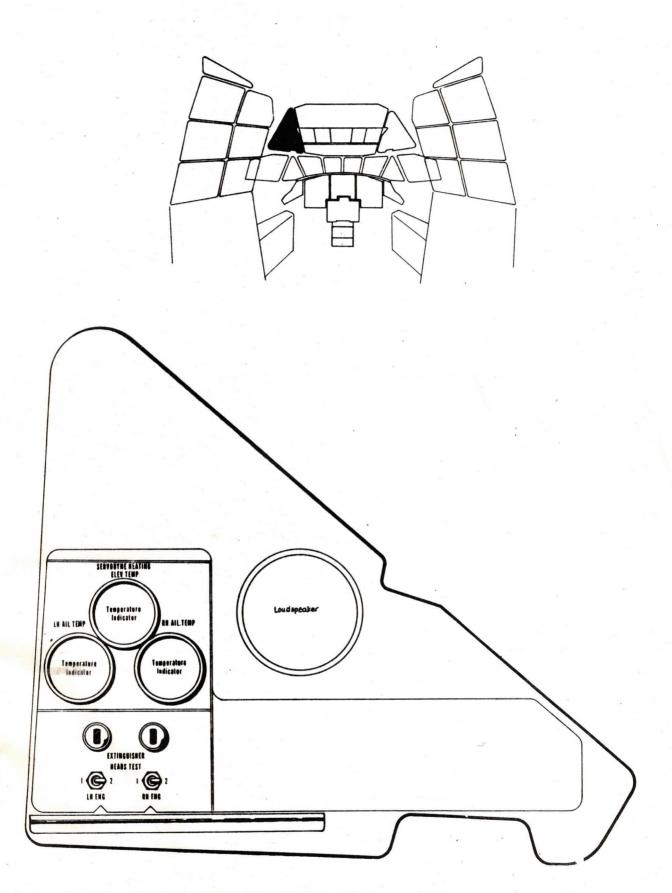






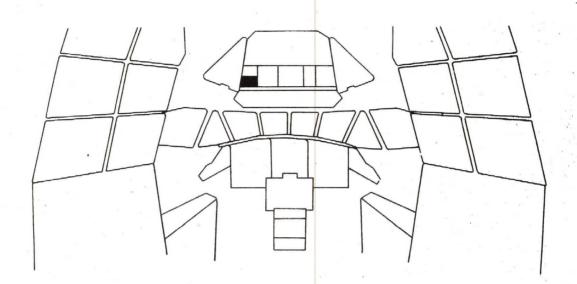


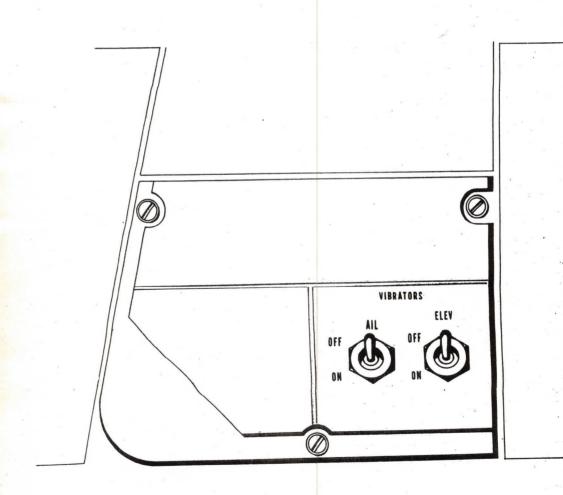




T 42 k 11 LEFT OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 1

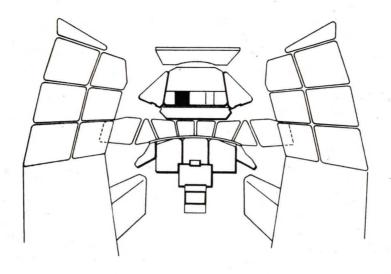


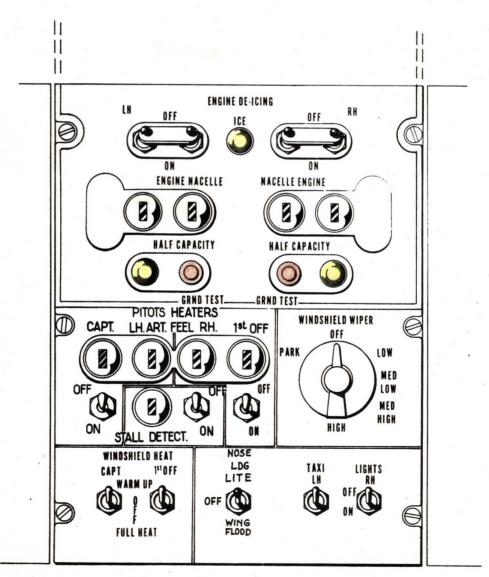




T 42 k 12 FORWARD OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 2

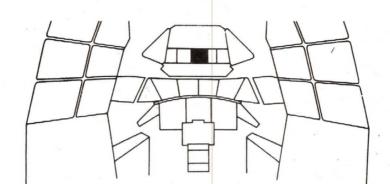


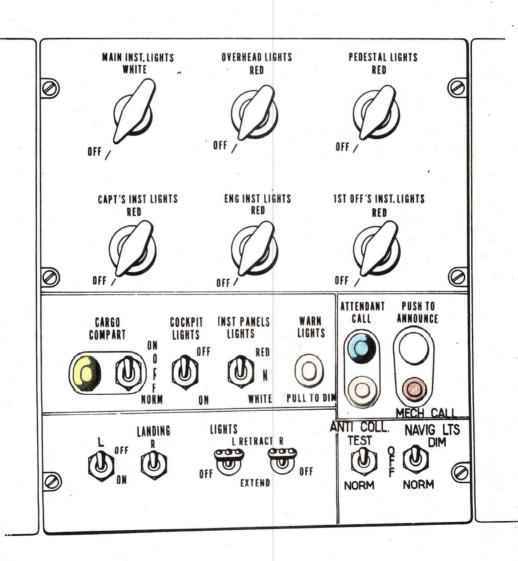




T 42 k 13 FORWARD OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 3

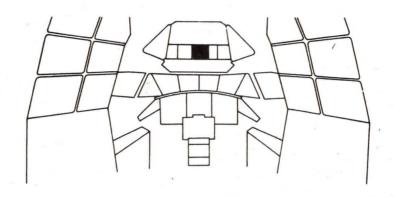


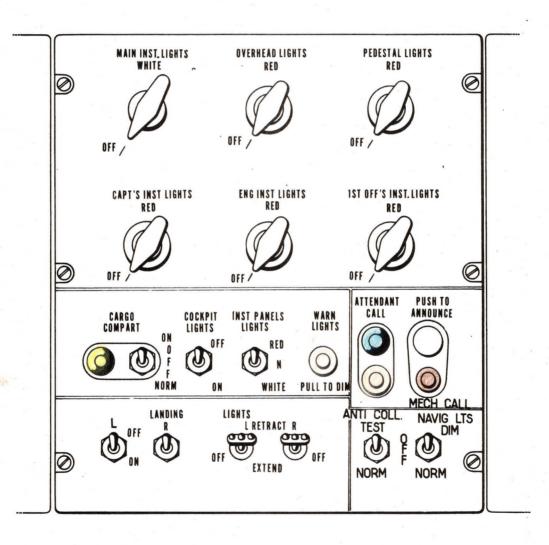




T 42 k 14 FORWARD OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 4

AUA

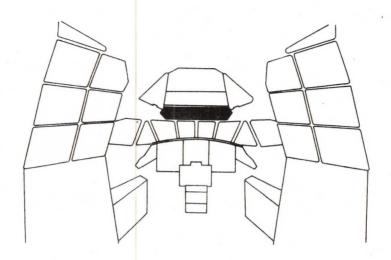


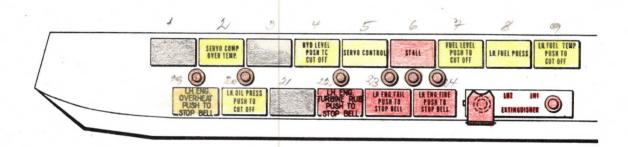


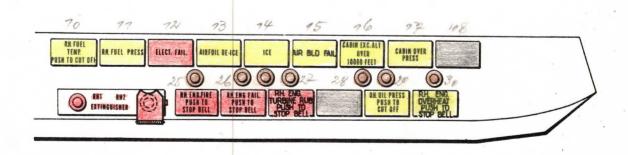
T 42 k 14 FORWARD OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 4

AUSTRIAN AIRLINES TECHNICAL SCHOOL NOTES



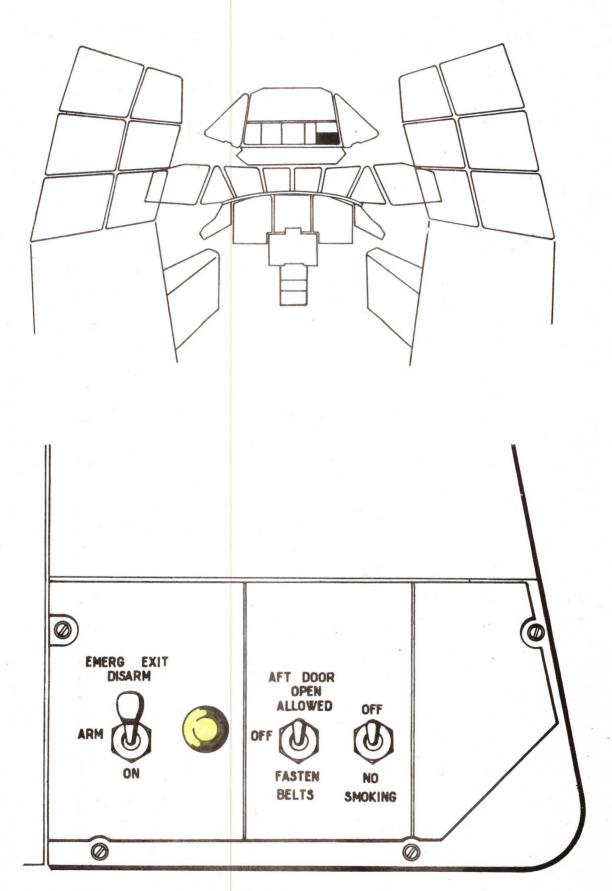






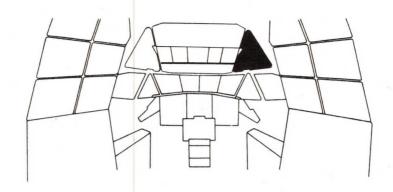
T 42 k 15 OVERHEAD WARNING AND INDICATING PANEL, UP 5

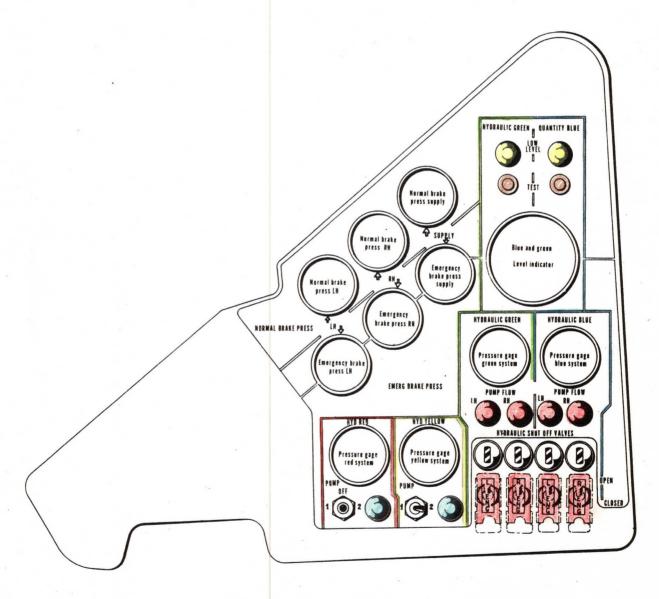




T 42 k 16 FORWARD OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 6

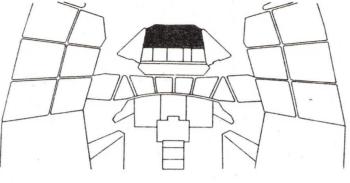


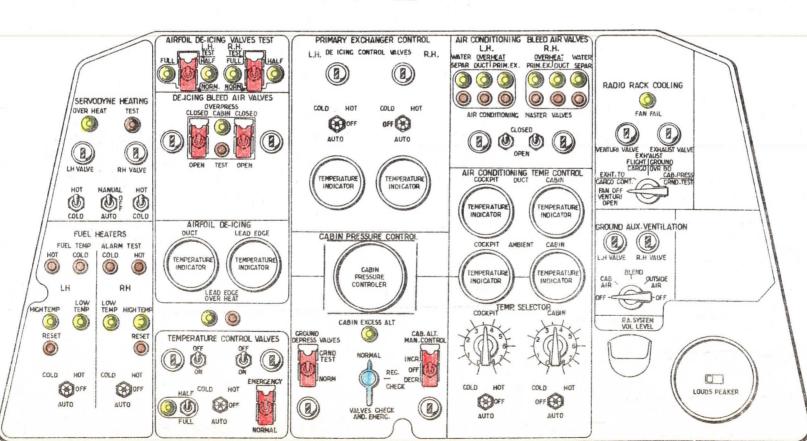




T 42 k 17 RIGHT OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 7

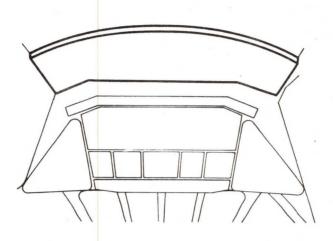
TECHNICAL SCHOOL NOTES

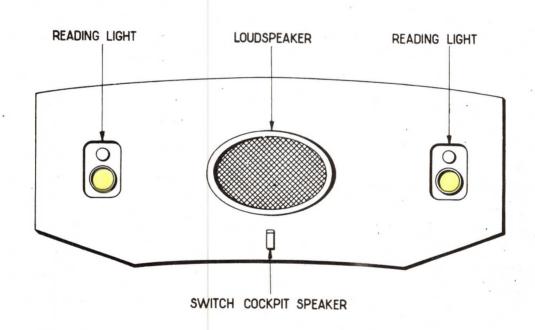




1 42 7 and 00 AFT OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 00

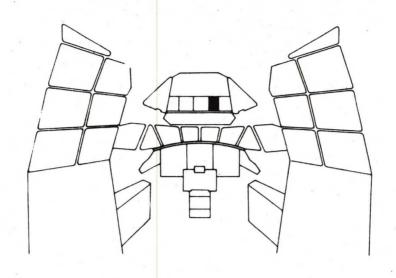


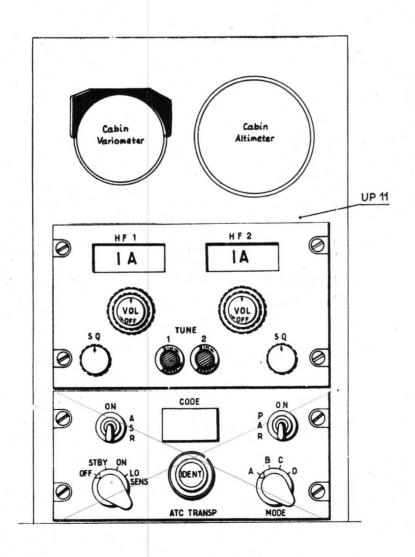




T 42 k 19 AFT OVERHEAD SWITCH PANEL, UP 9

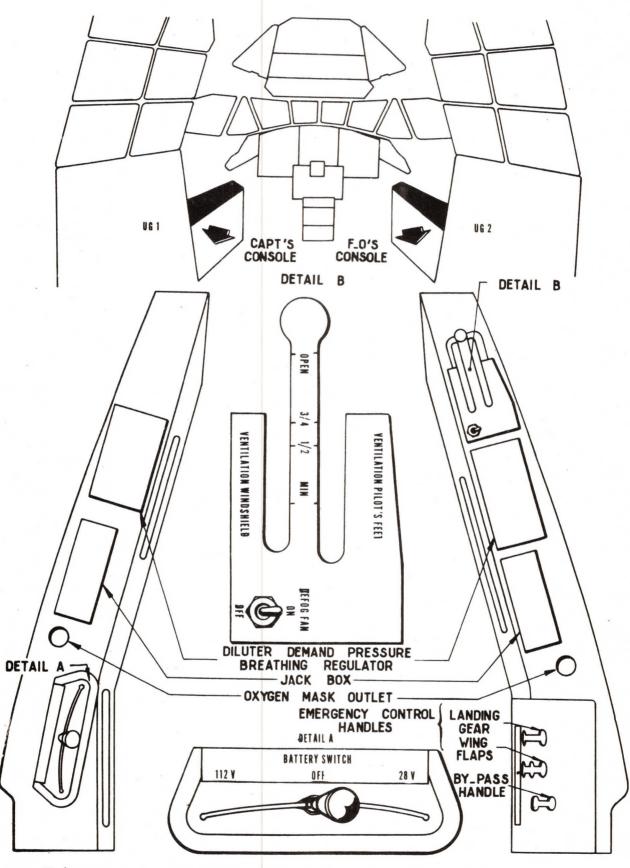






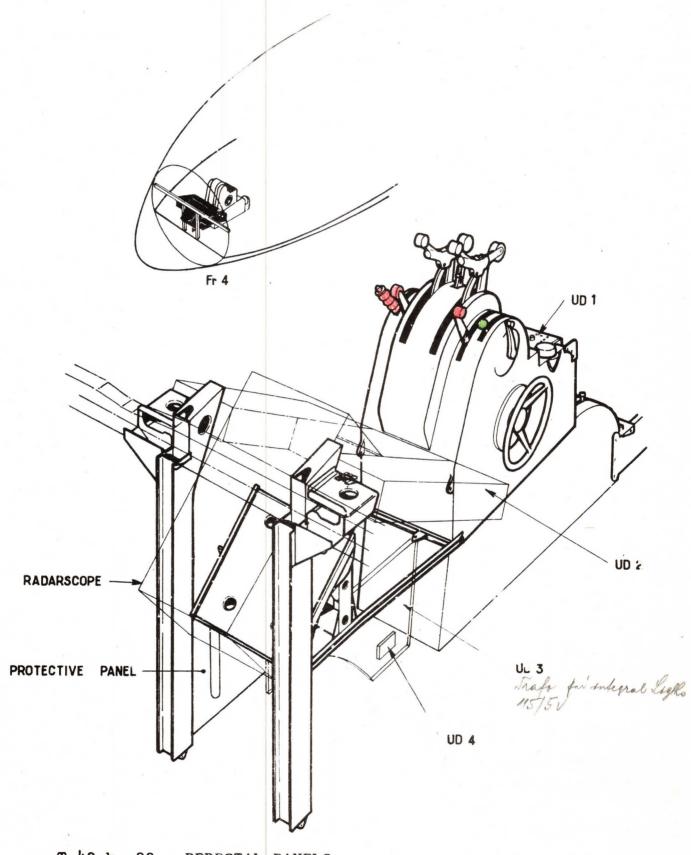
T 42 k 20 RADIO PANEL, UR 1

AUA



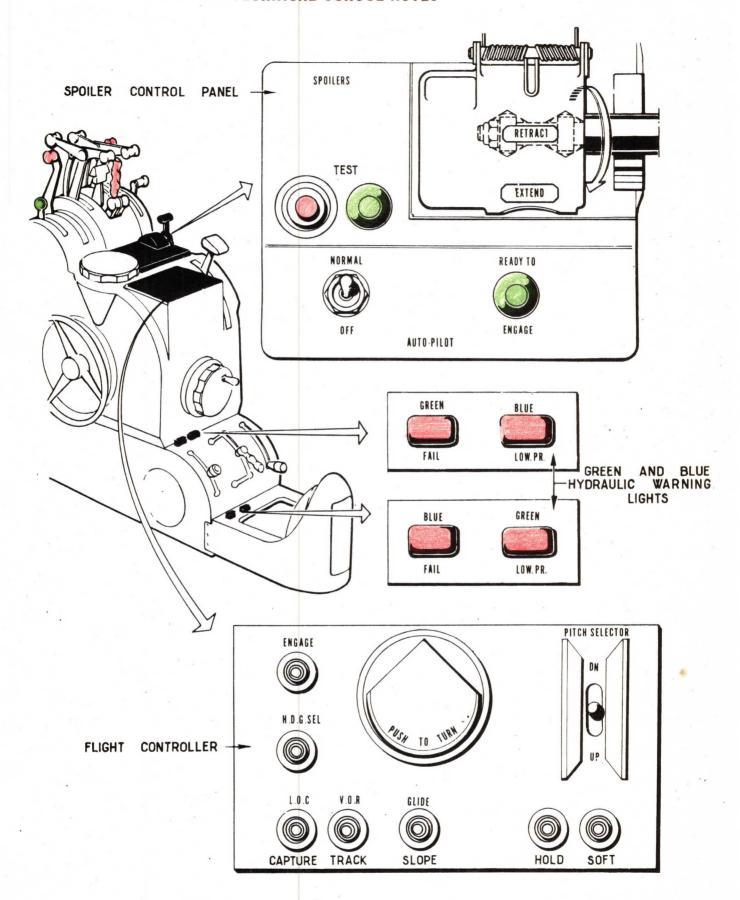
T 42 k 21 CAPTAIN UND FIRST OFFICERS CONSOLES, UG 1 UND UG 2





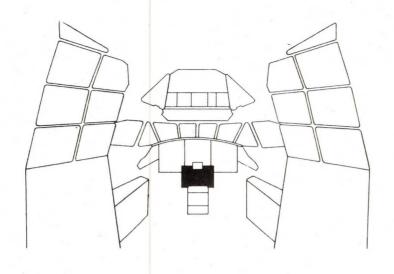
T 42 k 22 PEDESTAL PANELS

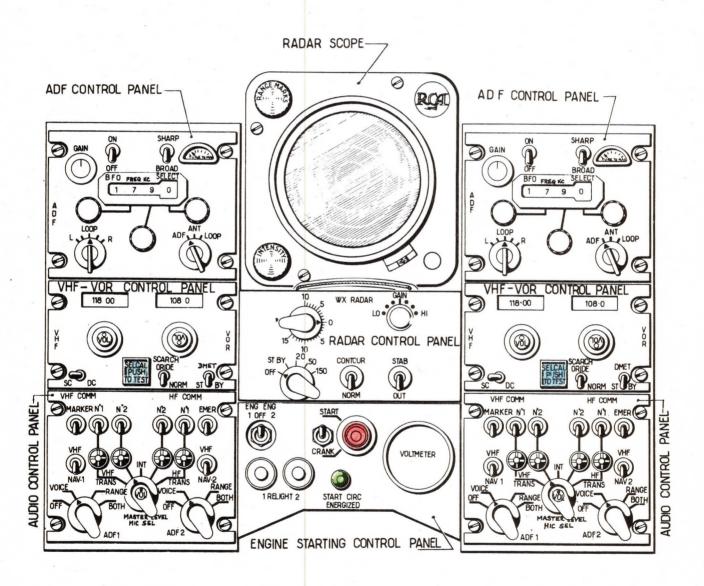




T 42 k 23 CONTROL PEDESTAL PANEL, UD 1

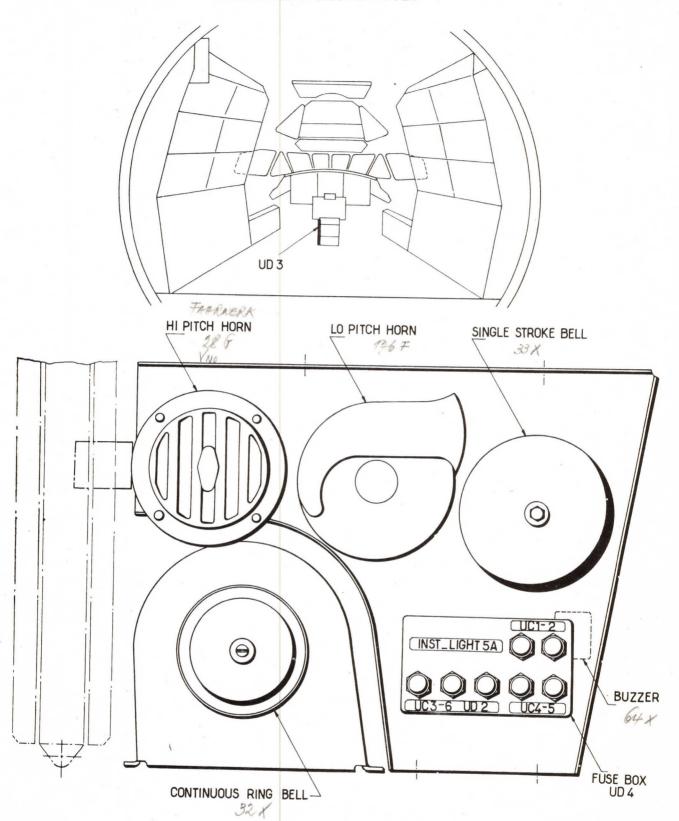
AUA





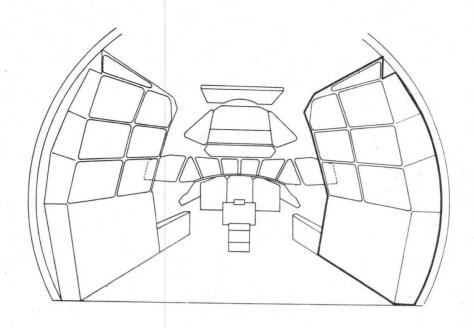
T 42 k 24 FORWARD PEDESTAL PANEL, UD 2

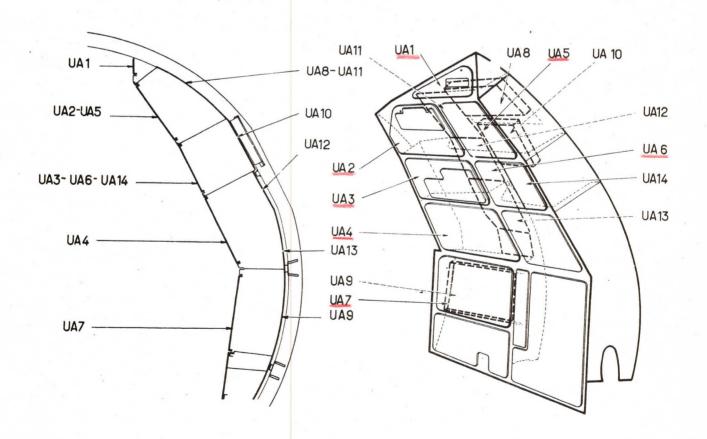
AUA



T 42 k 25 ALARM PANEL, UD 3

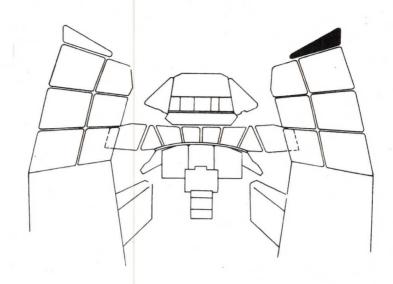


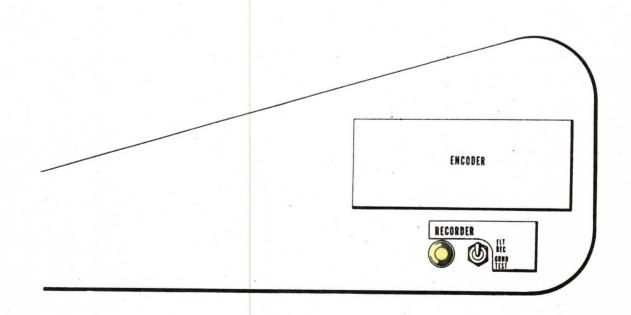




T 42 k 26 SYSTEM ENGINEER ELECTRICAL POWER CONTROL PANELS

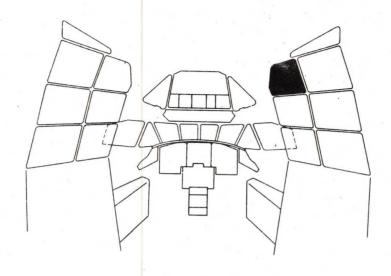


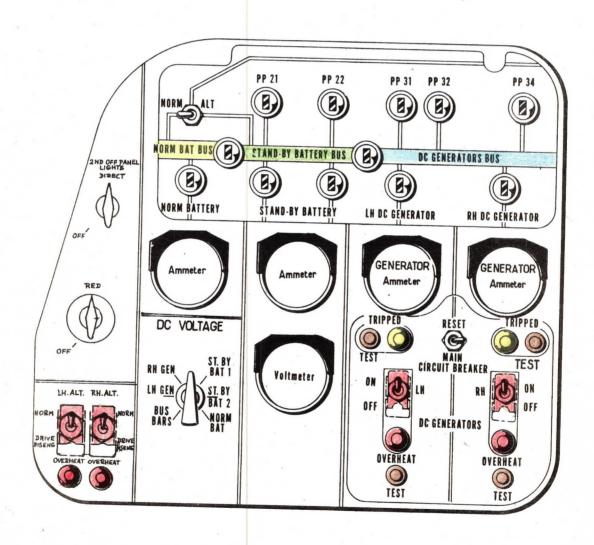




T 42 k 27 SYSTEM ENGINEER PANEL UA 1 (S.E. CONTROL PANEL)

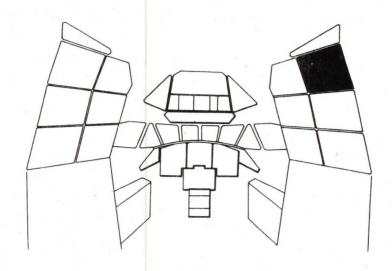
AUA

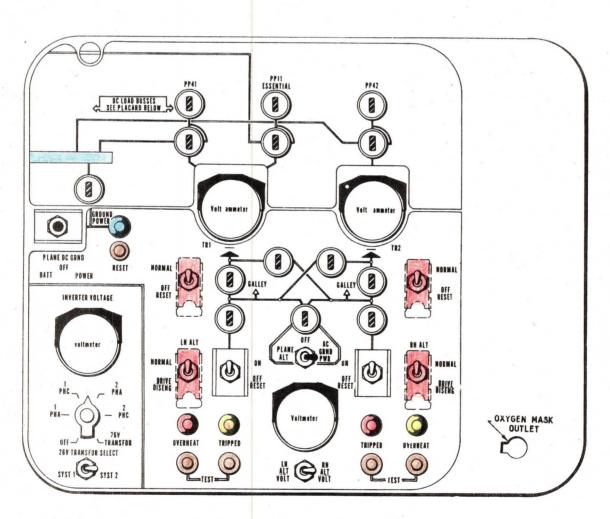




T 42 k 28 SYSTEM ENGINEER PANEL UA 2 (DC POWER PANEL)

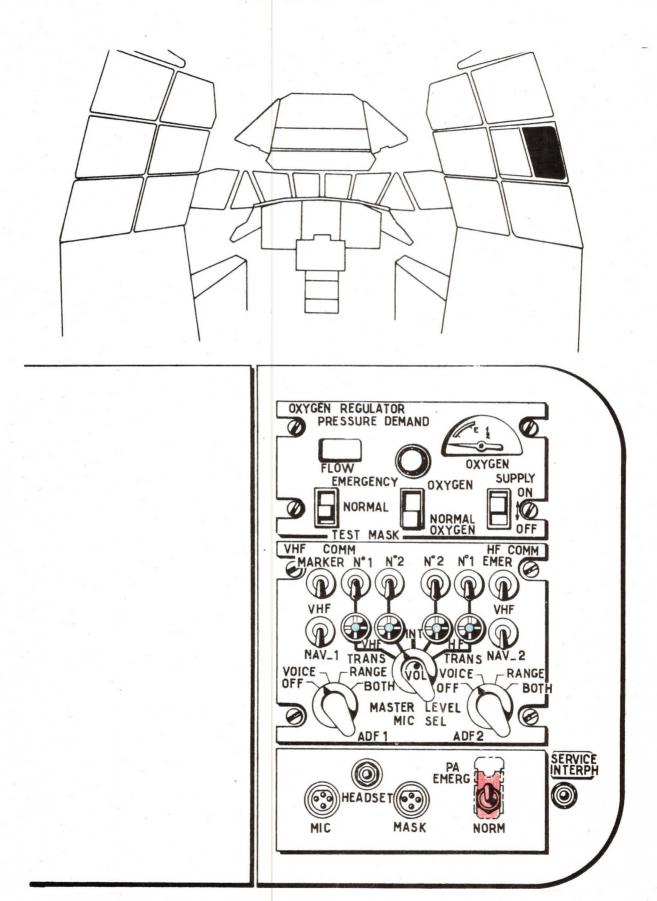






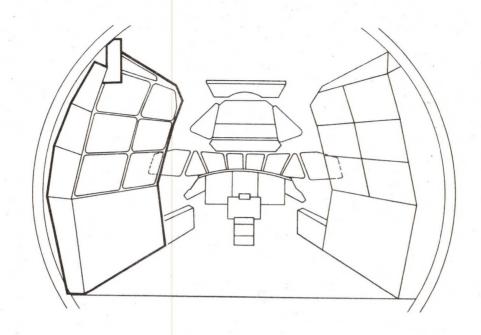
T 42 k 30 SYSTEM ENGINEER PANEL UA 5 (AC POWER PANEL)

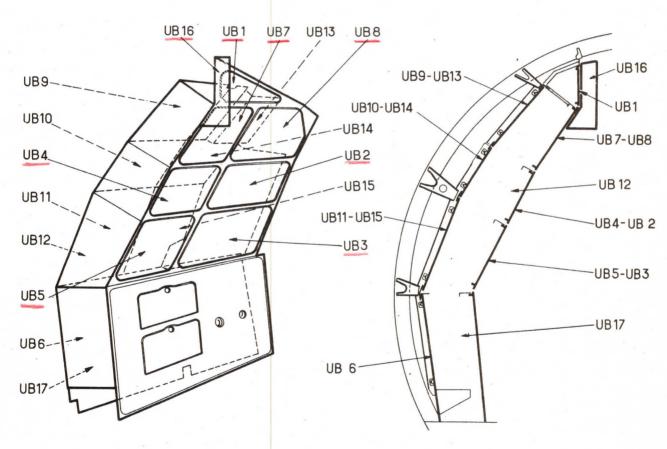




T 42 k 31 SYSTEM ENGINEER PANEL UA 14 (SYSTEM ENGINEER AUDIO CONTROL PANEL)

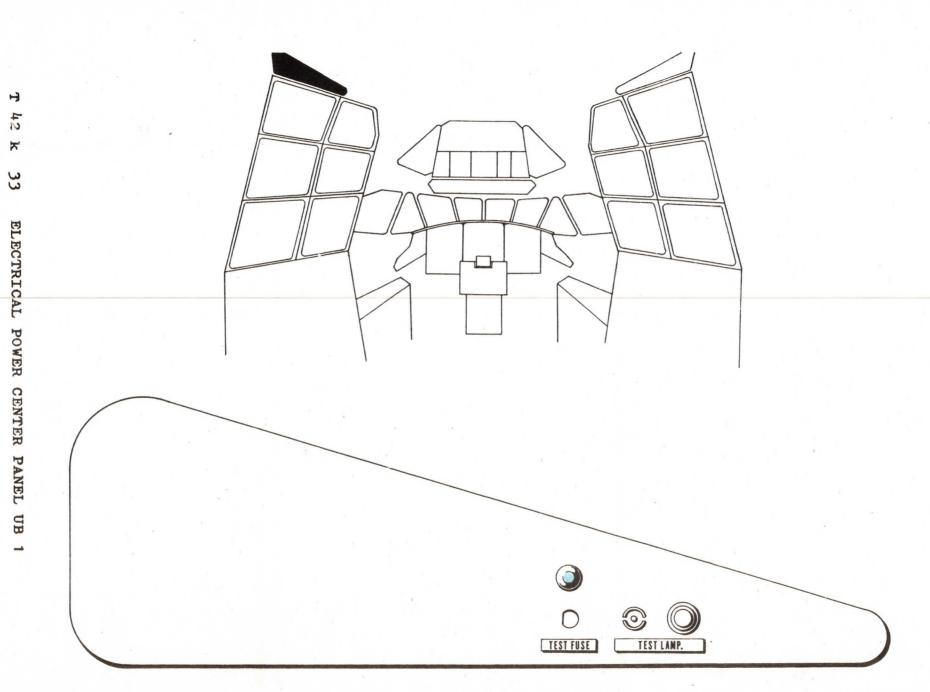






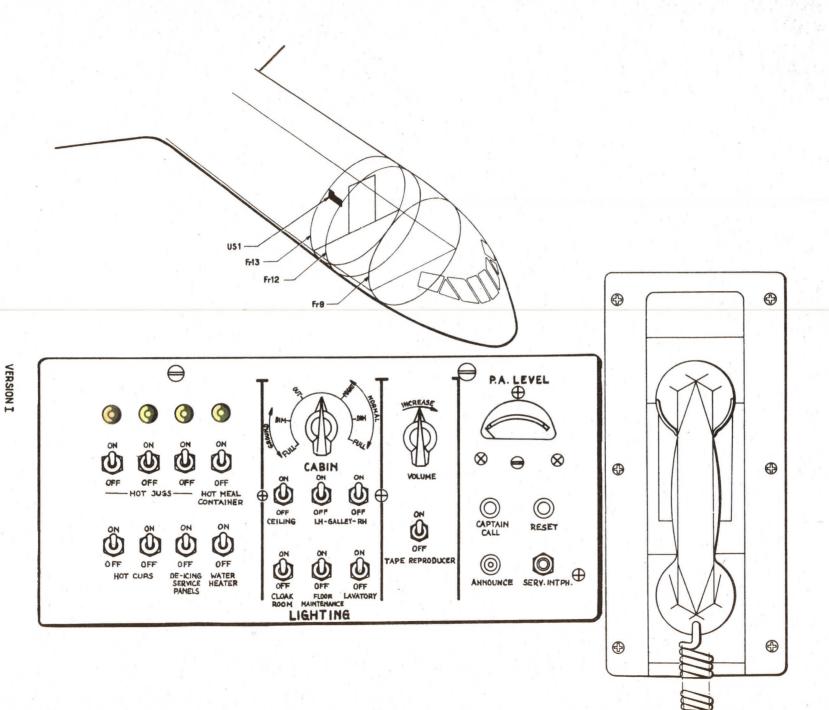
T 42 k 32 ELECTRICAL POWER CENTER





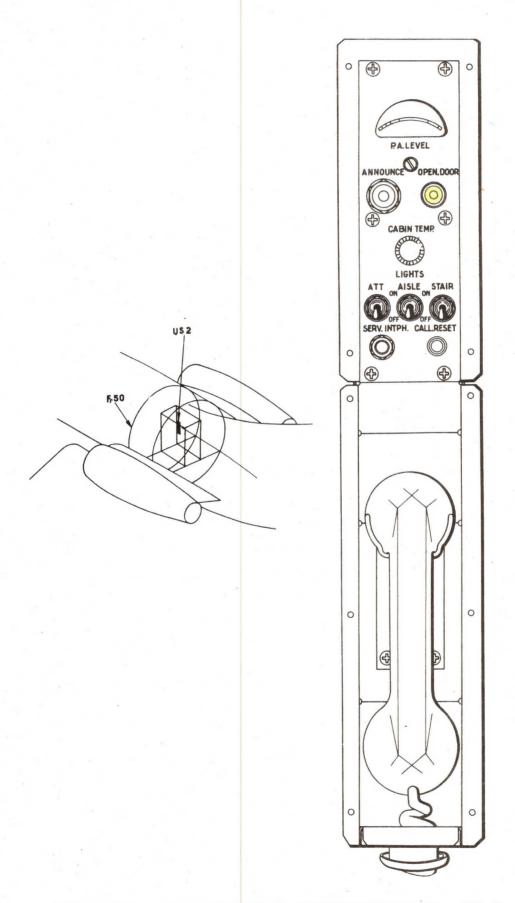
AUA 301





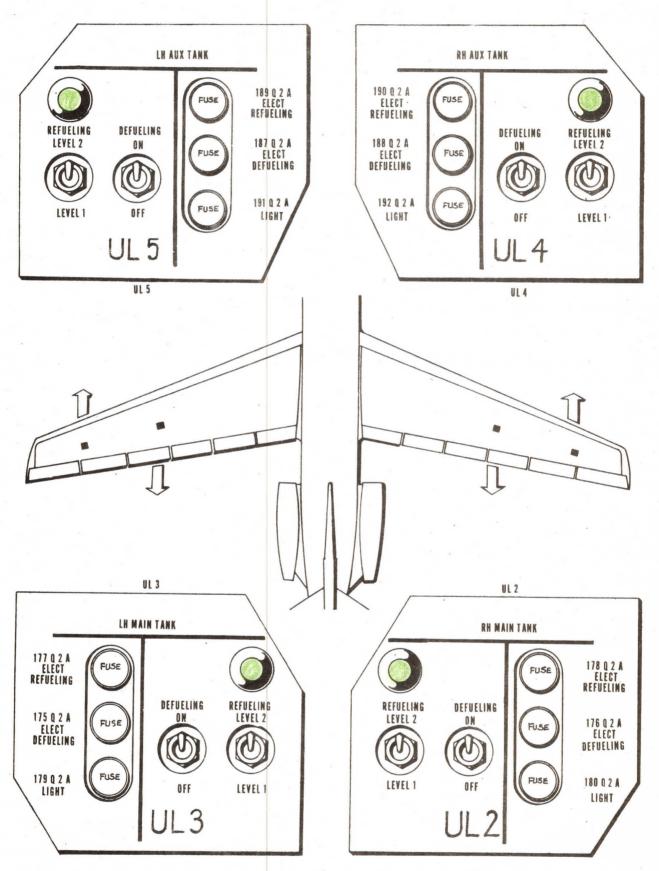
H 42 × 34 FORWARD CABIN ATTENDANT PANEL, US





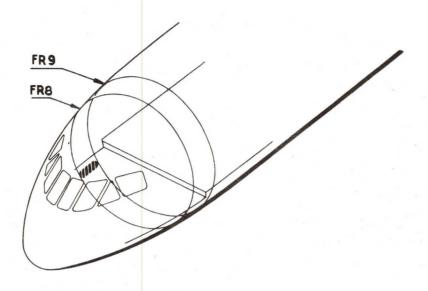
T 42 k 35 AFT PASSENGER ATTENDANT PANEL, US 2

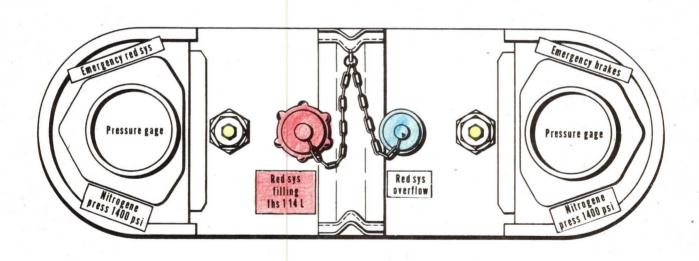




T 42 k 36 FUELING CONTROL PANELS, UL 2,UL 3 UL 4 UND UL5

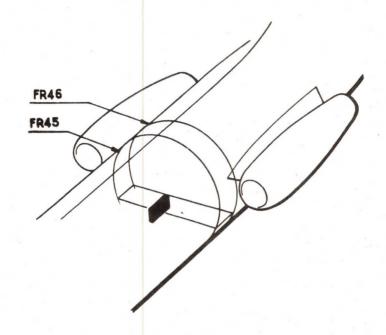
AUA

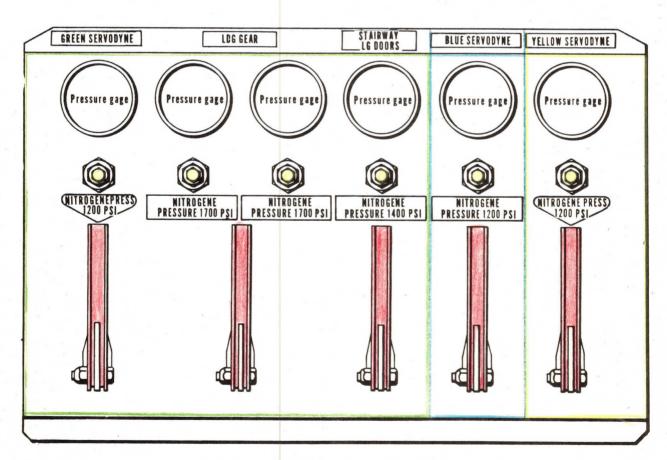




T 42 k 37 RED HYDRAULIC SYSTEM SERVICE PANEL

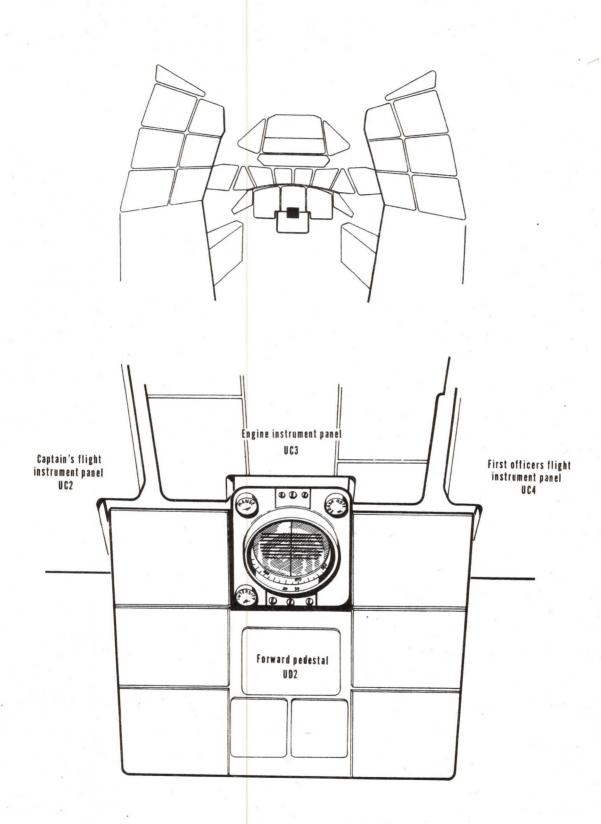
AUA





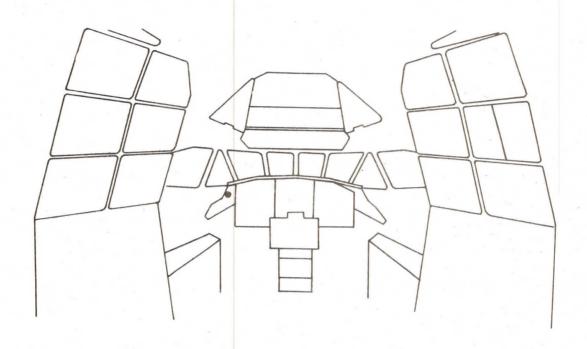
T 42 k 38 HYDRAULIC ACCUMULATOR PANEL

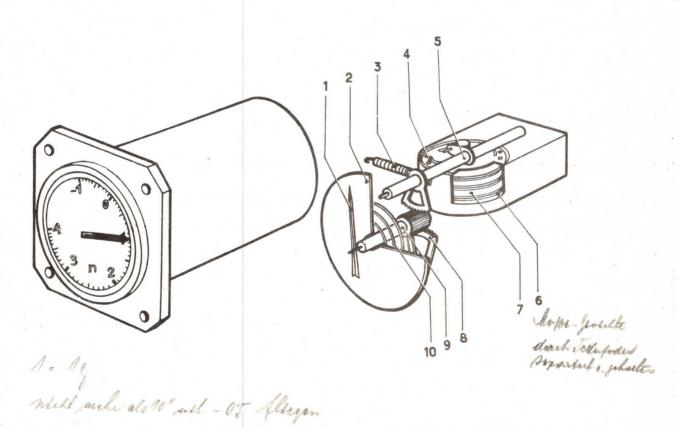
AUA



T 42 k 39 RADARSCHIRM



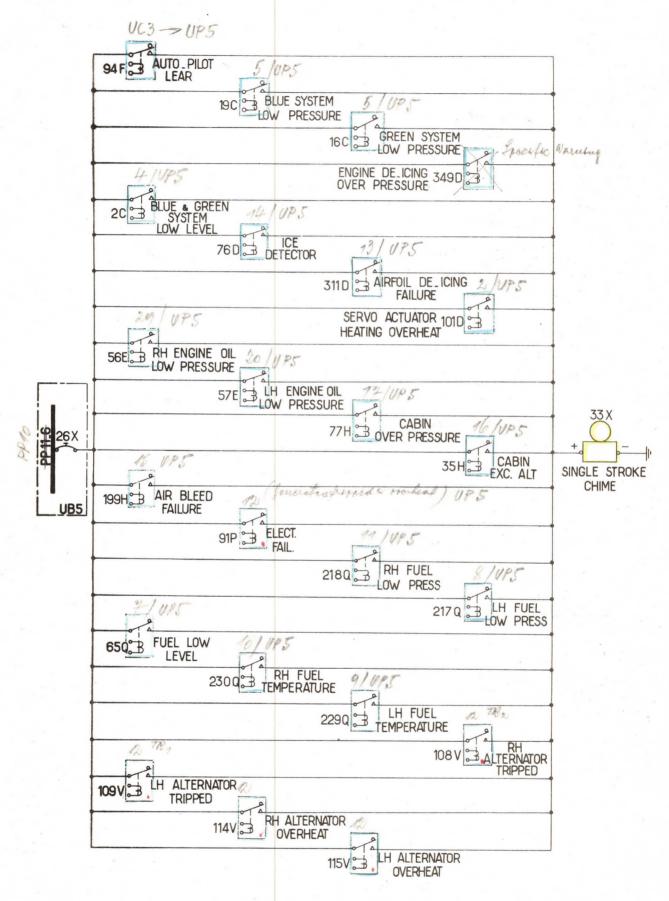




T 42 k 40 ACCELEROMETER (BESCHLEUNIGUNGSMESSER)



TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 k 41 GESAMTSCHALTBILD DER SINGLE STROKE CHIME

UA 4

T 42 k

WARNLICHTER ZU SINGLE STROKE CHIME

Warnlicht and Panel		angezeigte, mögliche Fehler	Erstwarnung	auf Panel	daher Anz.d. Mögl.	Reset
AUTO PILOT OFF (rot)	UC 3 (links unten)	Ausfall des Autopilot während in Betrieb	detto	detto	1	Durch Drücken des Auslösetasters an der Steuersäule entweder des Cpt. oder 1st Off.
SERVO COMP OVER TEMP (amber)	UP 5 (2)	Temp. über 70°C im rechten Aileron Comp.	OVERHEAT (amber)	UP 8 (links oben)	1	Beide HOT/COLD-Schalter auf COLD. (RESET nach Test notwendig).
HYD LEVEL PUSH TO CUT OFF (amber)	UP 5 (4)	1.Inhalt des GREEN-Res. kleiner als 20 1 2.Inhalt des BLUE-Res. kleiner als 8 1	LOW LEVEL (amber)	UP 7 (oben)	2	(Nach Prüfung der Funktion PUSH TO CUT OFF während des Tests muß Stromversorgung kurz unterbrochen werden).
SERVO UP 5 CONTROL (5)		1. GREEN-Hydraulikdruck unter 1400 psi 2. BLUE-Hydraulikdruck unter 1400 psi	GREEN LOW PR BLUE LOW PR (rot) (rot)	UD 1	2	Vorgeschriebene Betätigung des Principal Selector und des Yellow Selector.
		3. GREEN-Servodyne-Seizure	GREEN (rot)	(Ped.)		Bei 3. und 4. läutet Single Stroke Chime nicht!
		4. BLUE-Servodyne-Seizure	BLUE FAIL (rot)	30		
FUEL LEVEL PUSH TO CUT OFF (amber)	UP 5 (7)	1. Inhalt des linken Haupt- tanks kleiner als 200 1 2. Inhalt des rechten Haupt- tanks kleiner als 200 1	LOW LEVEL (amber)	UC 4 (unten)	2	(Nach Prüfung der Funktion PUSH TO CUT OFF während des Tests muß Stromversorgung kurz unterbrochen werden).
LH FUEL PRESS (amber)	UP 5 (8)	Treibstoffdruck unter 5 psi LOW PRESS (rot)		UC 4 (unten)	1	Aux. 2-Pumpenschalter auf ON. (Warnung unwirksam, wenn HP-Lever auf CLOSED).
LH FUEL TEMP PUSH TO CUT OFF (amber)	UP 5 (9)	1. Treibstofftemperatur über + 53°C 2. Treibstofftemperatur unter + 3°C	HIGH TEMP (amber) LOW TEMP (amber)	UP 8 (links, mitte)	2	1. Nach HIGH TEMP-Warnung: Durch Drücken des RESET-Knopfes, wenn Temp. unter + 53°C. 2. Kein RESET notwendig
RH FULL TEMP PUSH TO CUT OFF	UP 5 (10)	1. Treibstofftemperatur über + 53°C 2. Treibstofftemperatur unter	HIGH TEMP (amber) LOW TEMP	UP 8 (links	2	1. Nach HIGH TEMP-Jarnung: Durch Drücken des RESET-Knopfes, wenn Temp. unter + 53°C.
(amber) RH FUEL PRESS (amber)	UP 5 (11)	+ 3°C Treibstoffdruck unter 5 psi	(amber) LOW PRESS (rot)	UC 4 (unten)	1	2. Kein RESET notwendig Aux. 2-Pumpenschalter auf ON. (Warnung unwirksam, wenn HP-Lever auf CLOSED).
ELECT FAIL (rot)	UP 5 (12)	1. Überhitzung des linken DC- Generator (180°C) 2. Überhitzung des rechten DC-Generator (180°C)	OVERHEAT (rot)	UA 2 (rechts unten)		Schalter des linken DC-Generator auf OFF. Schalter des rechten DC-Generator auf OFF.



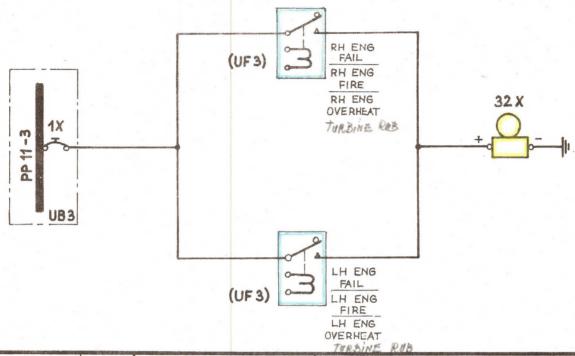
T 42 k

Warnlicht	auf Panel	angezeigte, mögliche Fehler	Erstwarnung	auf Panel	daher Anz.d. Mögl.	Reset
		3. Linker DC-Generator "tripped". 4. Rechter DC-Generator "tripped". 5. Überhitzung des linken Alternator (200°C) 6. Überhitzung des rechten Alternator (200°C)	TRIPPED (amber) 2 12 OVERHEAT (rot)	UA 2 (rechts, mitte) UA 2 (links, unten) und	10	3. Schalter des linken DC-Generator auf OFF. 4. Schalter des rechten DC-Generator auf OFF. 5. Linken Alternator "DRIVE DISENG". 6. Rechten Alternator "DRIVE DISENG".
		7. Linker Alternator "tripped" 8. Rechter Alternator "tripped 9. Linker TR "tripped" 10. Rechter TR "tripped"		UA 5 (unten) UA 5 (unten)		7. Schalter des linken Alternator auf OFF/RESET. 8. Schalter des rechten Alternator auf OFF/RESET 9. Schalter des linken TR auf OFF (RESET). 10. Schalter des rechten TR auf OFF (RESET).
AIRFOIL DE-ICE (amber)	UP 5 (13)	Überhitzung der Tragflächen- Vorderkante (80°C)	LEADING EDGE OVERHEAT (amber)	UP 8 (links)	1	Beide Temperature Control Valve Switches auf OFF.
ICE (amber)	UP 5 (14)	Eisbildung am Ice Detector Head	ICE (amber)	UP 3 (oben)	1	Mindestens einen der beiden Engine De-icing Contro Switches auf ON.
AIR BLD FAIL (amber)	ΨP 5 (15)	1. Linker Water Sep. vereist (8,9 psi) 2. Überhitzung im Cockpit-Duct (130°C) 3. Überhitzung nach dem linken Primary Exchanger (282°C) 4. Überhitzung nach dem rechten	WATER SEPAR (amber) OVERHEAT DUCT (amber) OVERHEAT PRIMEX (amber) OVERHEAT PRIMEX	UP 8 (oben)	6	Linken ACMV-Schalter auf CLOSED; (auch für RESET nach Test notwendig). (1 bis 3.) Rechten ACMV-Schalter auf CLOSED; (auch für RESET nach Test notwendig). (4 bis 6.)
	en y	Primary Exchanger (282°C) 5. Überhitzung im Cabin-Duct (130°C) 6. Rechter Water Sep. vereist (8,9 psi)	(amber) OVERHEAT DUCT (amber) WATER SEPAR (amber)			
CABIN EXC ALT (amber)	UP 5 (16)	Kabinenhöhe über 10 000 ft.	CABIN EXCESS ALT (amber)	UP 8 (mitte)	1	Three Position Selector Valve auf VALVES CHECK AND EMERG.
CABIN OVER PRESS (amber)	UP 5 (17)	Kabinendifferenzdruck über 8,75 psi oder Kabinensink- geschwindigkeit größer als 10 000 ft/min	OVERPRESS CABIN (amber)	UP 8 (links, oben)	1	Beide De-icing Bleed Air Valve-Schalter auf CLOSED.
LH OIL PRESS PUSH TO CUT OFF	UP 5 (20)	Öldruck unter 15 psi	detto	detto	1	Durch Drücken auf das Warnlicht. (Warnung unwirksam, wenn HP-Lever auf CLOSED).
RH OIL UP 5 PRESS (29) PUSH TO CUT OFF		Öldruck unter 15 psi	detto	detto	1	Durch Drücken auf das Warnlicht. (Warnung unwirksam, wenn HP-Lever auf CLOSED).

WARNLICHTER ZU SINGLE STROKE CHIME (FORTSETZUNG)

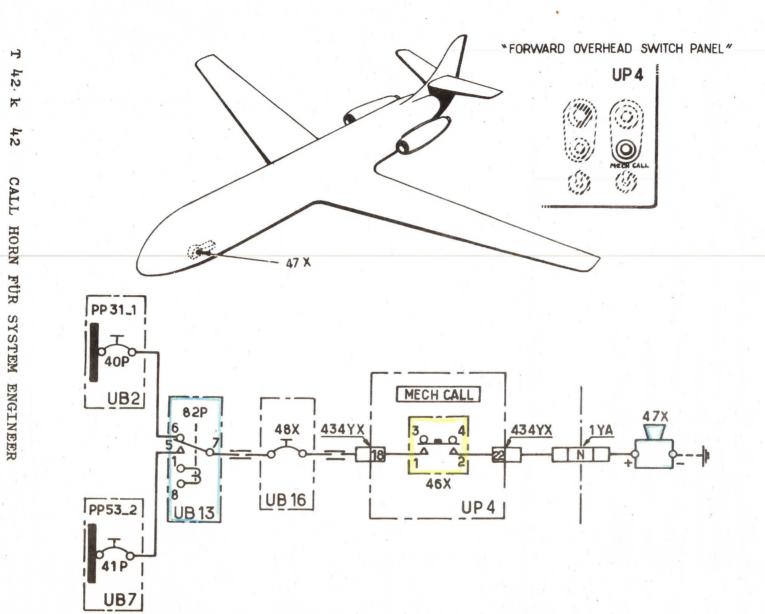






	SIGN CORRESPONDED TO LABOUR.		TERBINE KUB
Warnlicht	auf Panel	angeze igter Fehler	Abhilfe
LH ENG OVERHEAT (amber)	UP 5 (19)	Überhitzung rund um das Trieb- werk hinter dem Firewall (190 bis 250°C).	Glocke abstellen: Durch Drücken auf das Warnlicht. Triebwerk stillegen.
LH ENG TURBINE RUB (rot)	UP 5 (22)	Lagerschaden im Triebwerk	Glocke abstellen: Durch Drücken auf das Warnlicht. Wenn Licht weiterbrennt, Triebwerk stillegen, dann nochmals Warnlicht drücken.
LH ENG FAIL (rot)	UP 5 (23)	Überhitzung im Triebwerk (450°C)	Glocke abstellen: Durch Drücken auf das Warnlicht. Triabwerk stillegen.
LH ENG FIRE (rot)	UP 5 (24)	Überhitzung rund um das Trieb- werk (Fuel) vor dem Firewall (190 bis 250°C)	Glocke abstellen: Durch Drücken auf das Warnlicht. Triebwerk stillegen und löschen.
		Für die <u>rechte</u> Seite analog	

T 42 k 41/3 GESAMTSCHALTBILD UND WARNLICHTER FÜR CONTINUOUS RING BELL ("ENGINE BELL")



Homeronage . Elmourles (myl.)

Schaeles from it

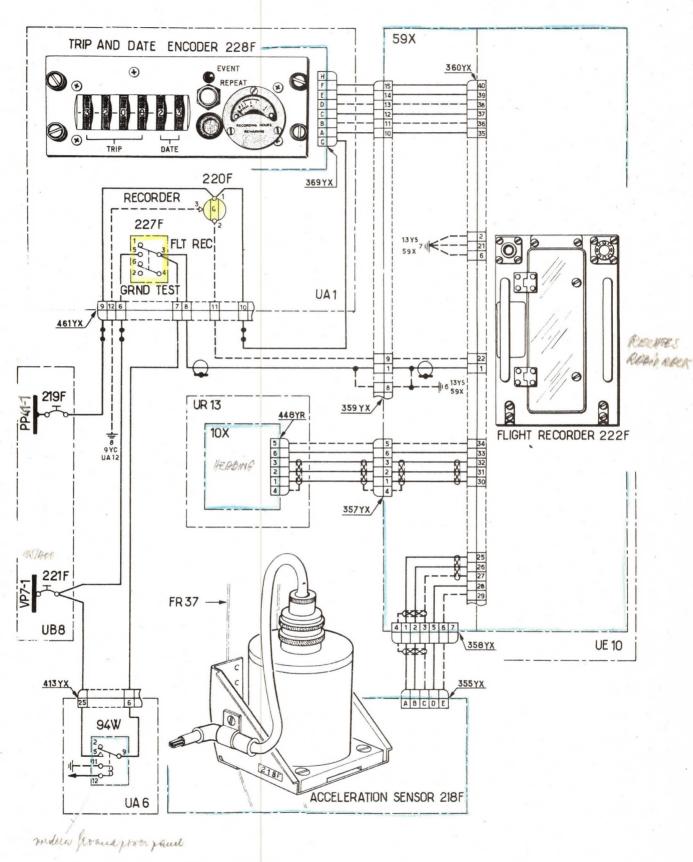
Letuslelling der flugamment a. das Partins Liberprifum des Instruments (anton. 25 h- za. terfigung, austrates)

Regal Recorf mind . 10 " Mericken (Gunhalfungang) Jales Tren weed market

Schalfer out fligh Roserdon

Browl for speciale Anfgetchungen om torfallen

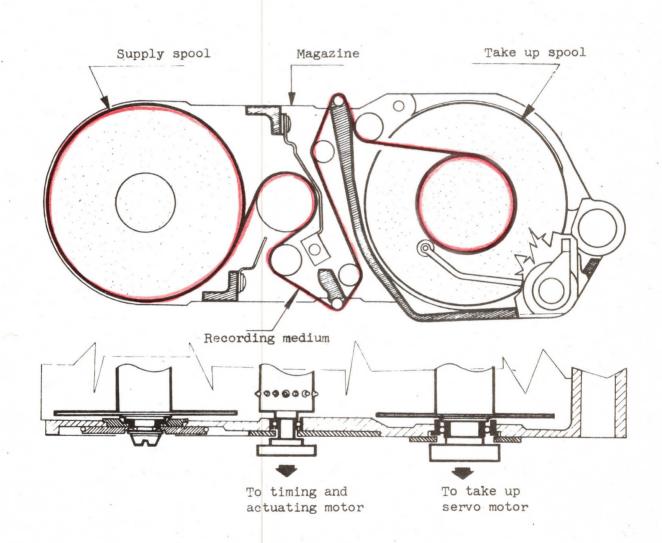




T 42 k 43 FLIGHT RECORDER SYSTEM

AUA

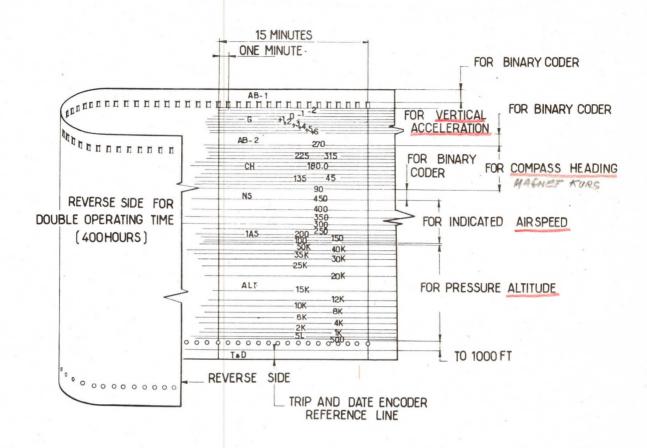
TECHNICAL SCHOOL NOTES

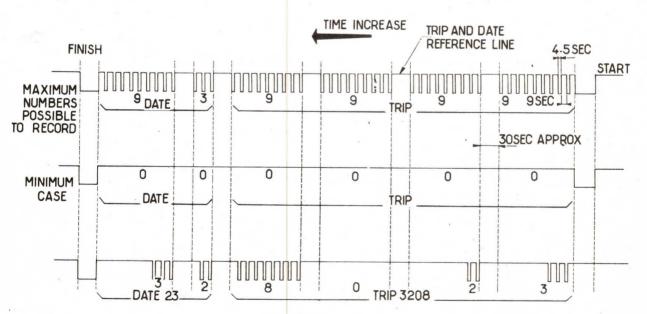


T 42 k 44 MAGAZIN FÜR DATENTRÄGER

Verschul 1/2 fl / has







T 42 k 45 DATENTRÄGER



LANDING GEAR

(S.E. 210, ATA-Ref. 32)

T 42 1

Bearbeitet: Kozak
Ausgabe: 2/1/63

the "



LANDING GEAR

(ATA-Ref.32)

Abbildungsverzeichnis

	r 42	2 1	1	Landing Gear (Fahrwerk)
,	42	2 1	2	Main Landing Gear
7	42	2 1	3	Main Landing Gear Installation
1	42	1	4	Main Landing Gear Leg
1	42	1	5	Axle Beams
T	42	1	6	Rocker Beam
I	42	1	7	Main Landing Gear Shock Strut
T	42	1	8	Main Landing Gear Secondary Shock Strut
T	42	1	9	Landing Gear Linkage
T	42	1	10	Main Landing Gear Doors
T	42	1	11	Main Landing Gear Doors
T	42	1	12	Aus- bzw. Einfahren des Main Landing Gear
	42		13	Up Lock- und Tormechanismus des Main Landing Gear
	42		14	Bellcrank G.O.
	42		15	Main Landing Gear Uplock Mechanismus
	42		16	Main Landing Gear Uplock Mechanismus
	42		17	Main Landing Gear Down Locking (Brace Strut)
	42		18	Betätigungsmechanismus des Main Door A
	42		19	Main Door A Up Locking
	42		20	Main Door A Operating Cylinder
	42		21	B- und D-Door Up Locking
	42		22	Sicherheitsvorkehrung im Falle von Shock Strut Deflation
	42	1	23	Nose Landing Gear
	42		24	Nose Landing Gear Installation
7	42	1	25	Nose Landing Gear Yoke

T 42 1

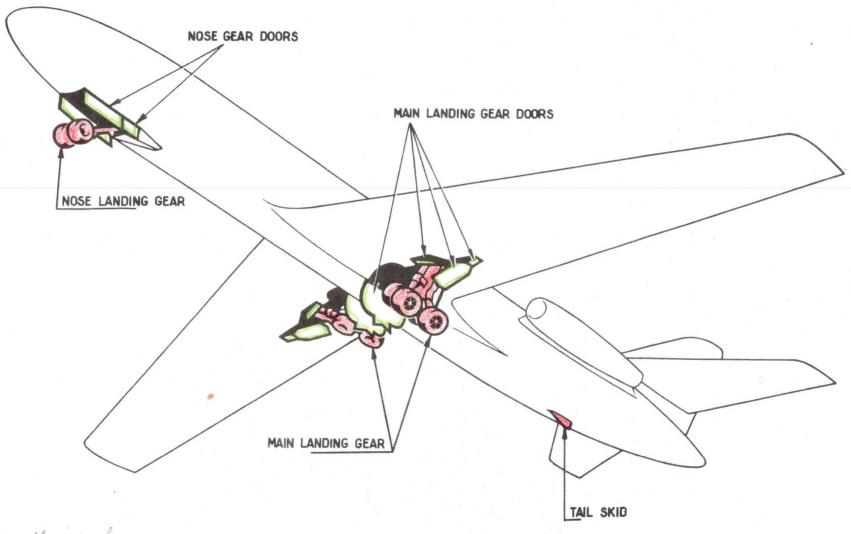


	T 4	2 1	. 26	Nose Landing Gear Shock Strut
	T 4	2 1	. 27	Nose Landing Gear Torque Link
	T 42	2 1	. 28	Nose Landing Gear Hinge Point
	T 42	2 1	. 29	Nose Landing Gear Doors
	T 42	2 1	30	Nose Landing Gear Doors
	T 42	2 1	31	Aus- bzw. Einfahren des Nose Landing Gear
	T 42	2 1	32	Up Lock- und Tormechanismus des Nose Landing Gear
1	T 42	2 1	33	Nose Landing Gear Up Lock Mechanismus
1	T 42	2 1	34	Nose Landing Gear Up Lock Mechanismus
!	F 42	2 1	35	Nose Landing Gear Door Up Locking
	r 42	2 1	36	Nose Landing Gear Door Operating System
-	42	2 1	37	Anordnung der Gestänge im Bugfahrwerksschacht
י	42	2 1	38	Landing Gear Hydraulic System
7	42	1	39	Normal- und Stand By-Selector Valves
7	42	1	40	Landing Gear Controls im Cockpit
I	42	1	41	Landing Gear Normal Selector Valve Control
	42		42	Landing Gear Stand By Selector Valve Control
	42		43	Main Landing Gear Wheel
	42		44	Nose Landing Gear Wheel Assembly
	42		45	Gestänge der Brake Control
	42		46	Gestänge der Brake Control
	42		47	Brake Hydraulic System
	42		48	Wirkungsweise des System Selector Valve
	42		49	Master Brake Cylinder
	42		50	Master Brake Cylinder
	42		51	Main Landing Gear Brake
	42		52	Maxaret Anti Skid Unit
	42		53	Hydraulic Change Over Relay
	42		54	Brake Cylinder
	42		55	Automatic Wear Compensating Unit
	42		56	Nose Landing Gear Brake Assembly
	42		57	Nose Landing Gear Brake Control Assembly
	42		58	Nose Gear Steering System
	42		59	Nose Gear Steering System
ľ	42	1	60	Steering Cylinder Mechanical Control

T 42 1



T	42	1	6:	Steering Cylinder Mechanical Control
T	42	1	62	Tail Skid Assembly
T	42	1	63	Emergency Mechanical Unlocking
T	42	1	64	Landing Gear Indicating System
T	42	1	65	Landing Gear Door Indicating System
T	42	1	66	Parking Brake Indicating System
T	42	1	67	Ground Control Relay System und Landing Gear Control
				Lever Locking
T	42	1	68	Landing Gear Down Locking Visual Indicator System
T	42	1	69	Landing Gear Down Locking Visual Indicator System
Τ	42	1	70	Main Landing Gear Manual Unlocking und Visual Indicator
				System
T	42	1	71	Nose Landing Gear Manual Unlocking und Visual Indicator
				System
T	42	1	72	Anordnung von Landing Gear- und Landing Gear Door -
				Microswitches



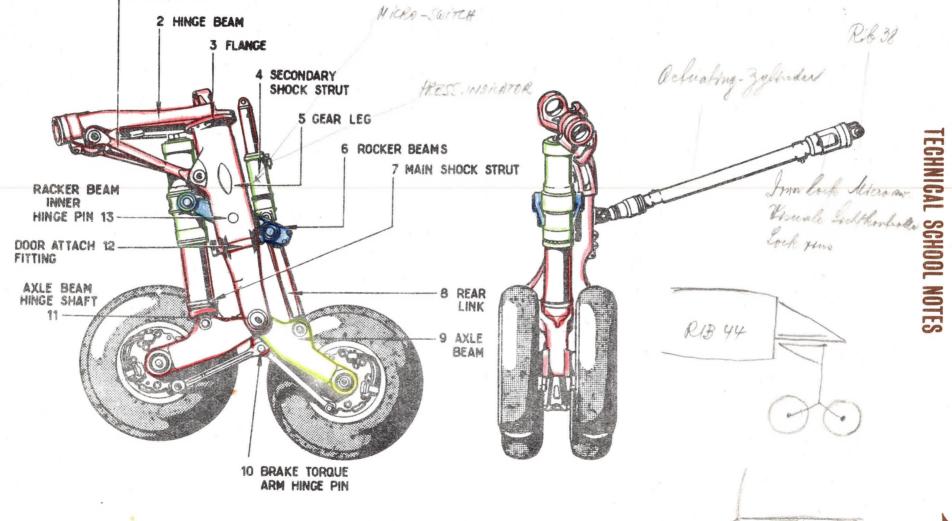
LANDING GEAR (FAHRWERK)

T 42

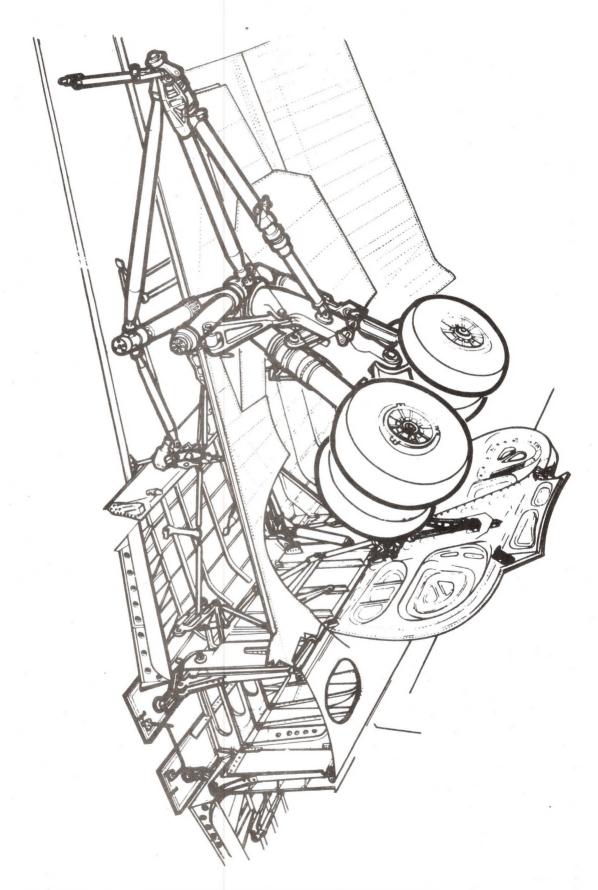
hue: from + eo

42

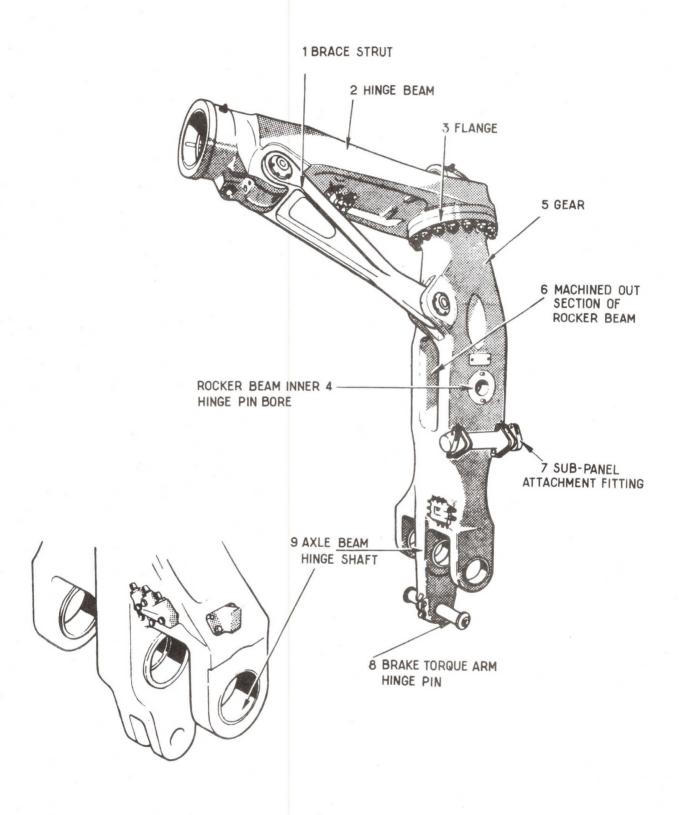
BRACE STRUT





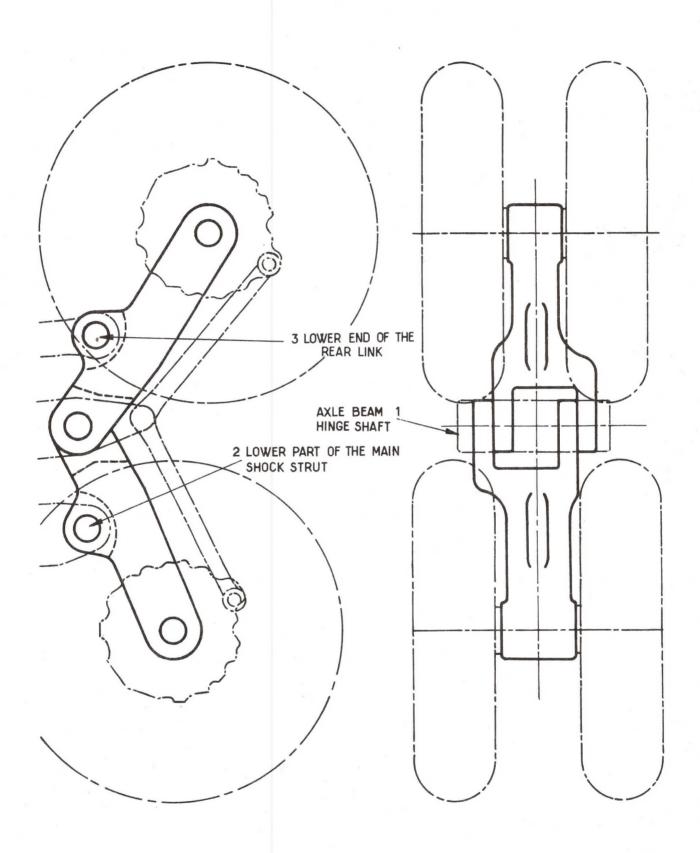


T 42 1 3 MAIN LANDING GEAR INSTALLATION



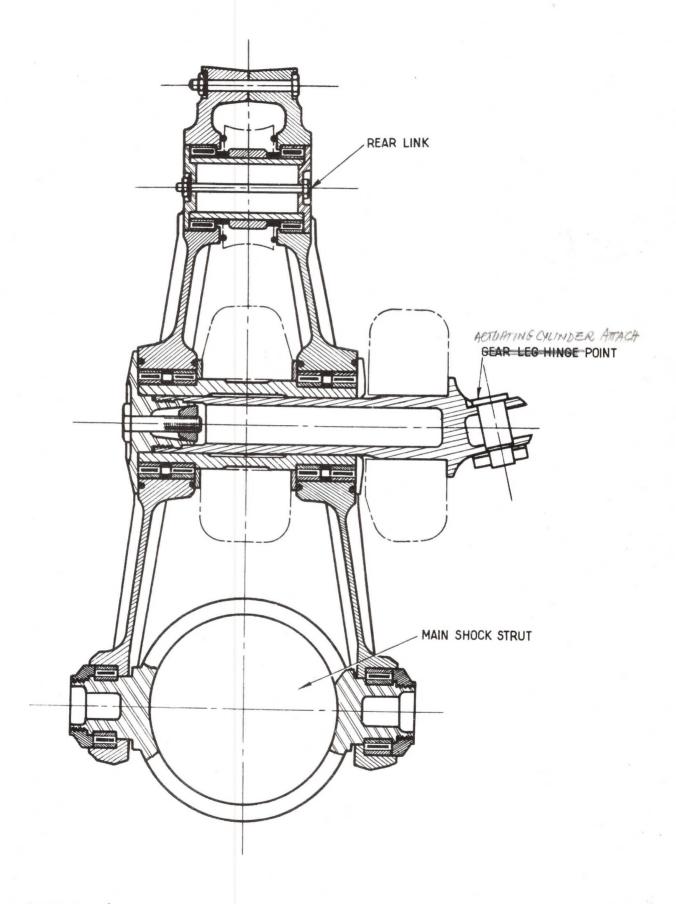
T 42 1 4 MAIN LANDING GEAR LEG





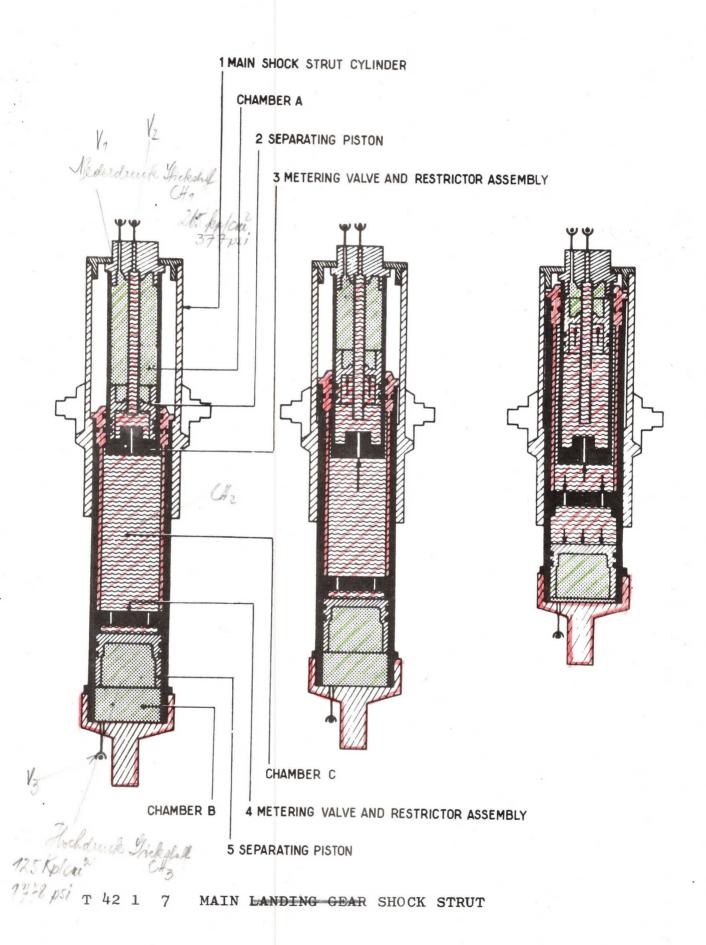
T 42 1 5 AXLE BEAMS

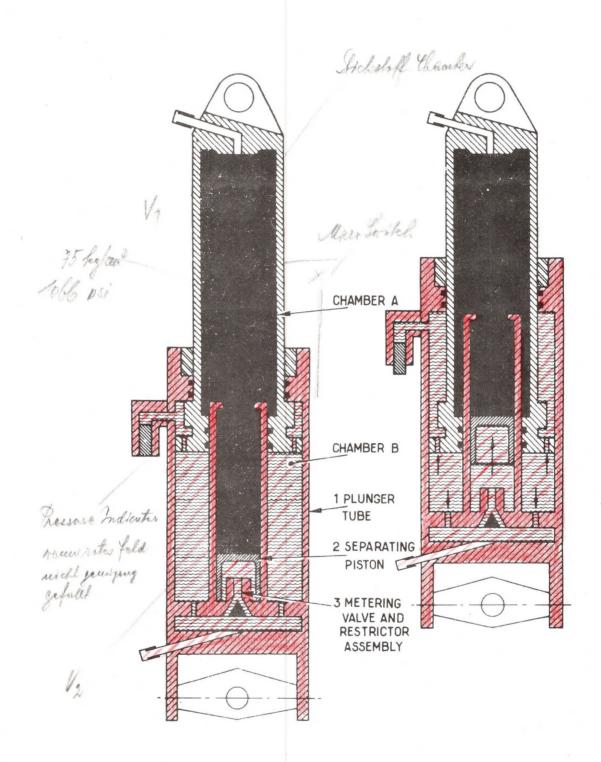




T 42 1 6 ROCKER BEAM







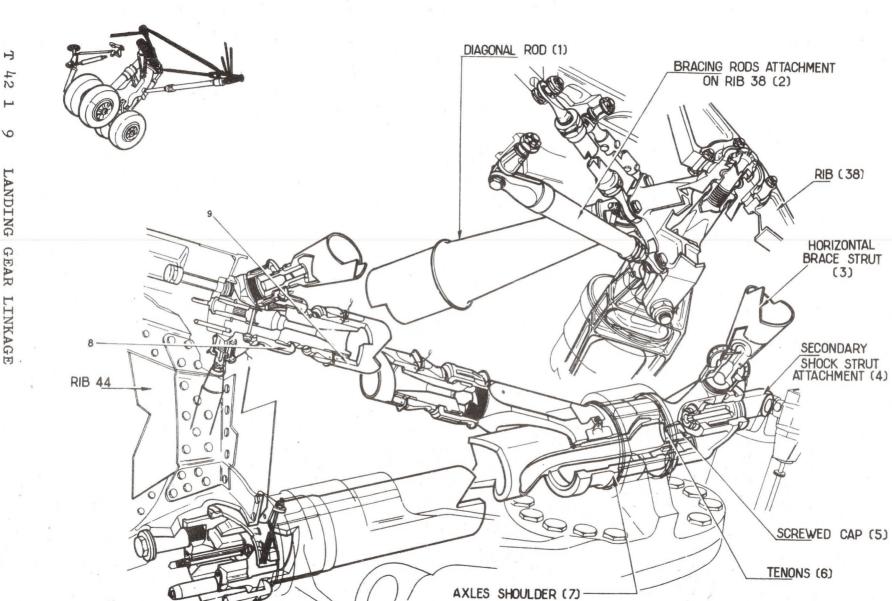
T 42 1 8 MAIN LANDING GEAR SECONDARY SHOCK STRUT

NUR

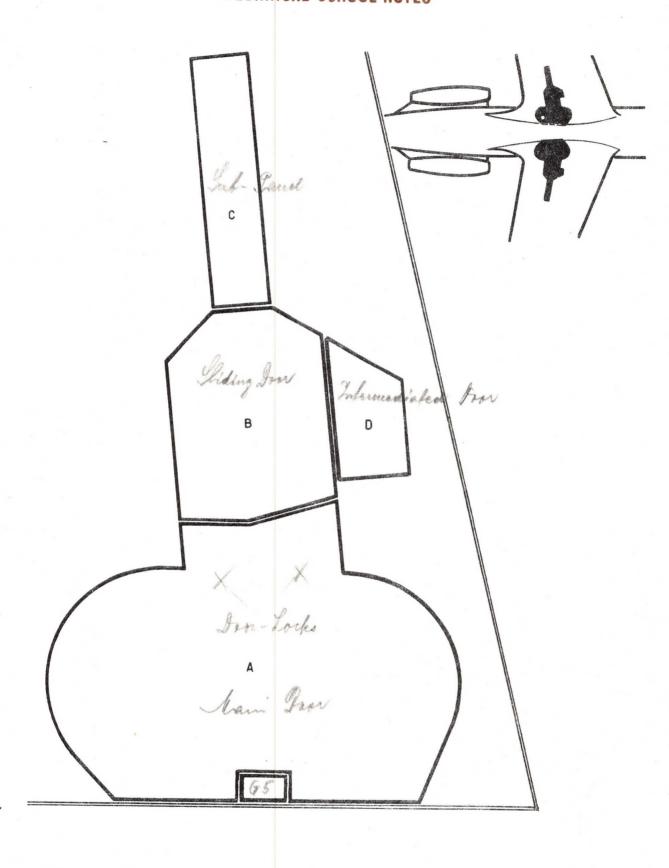
ZUR

AUSBILDUNG

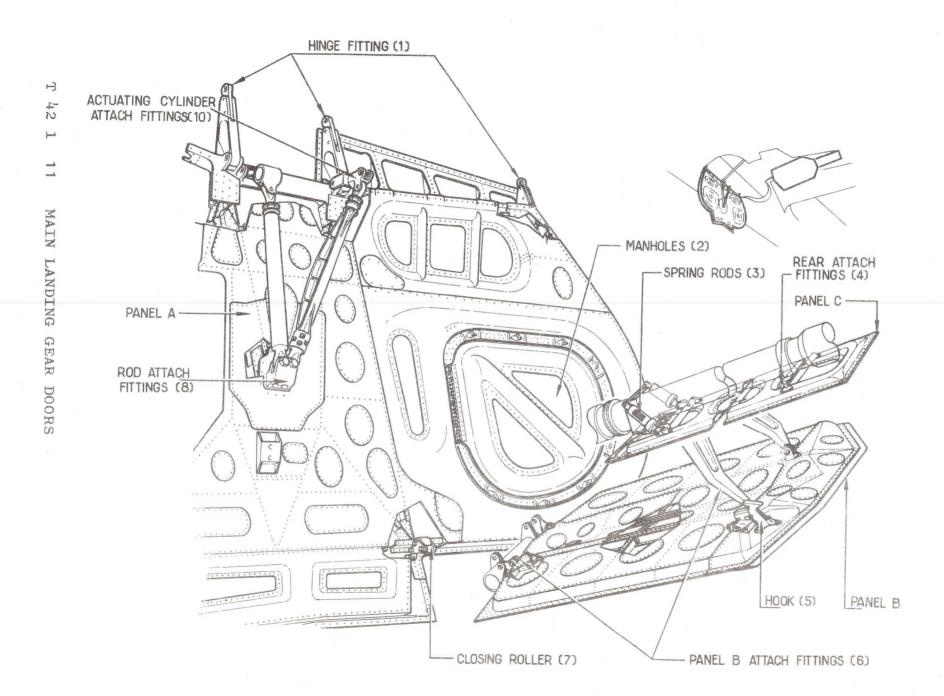




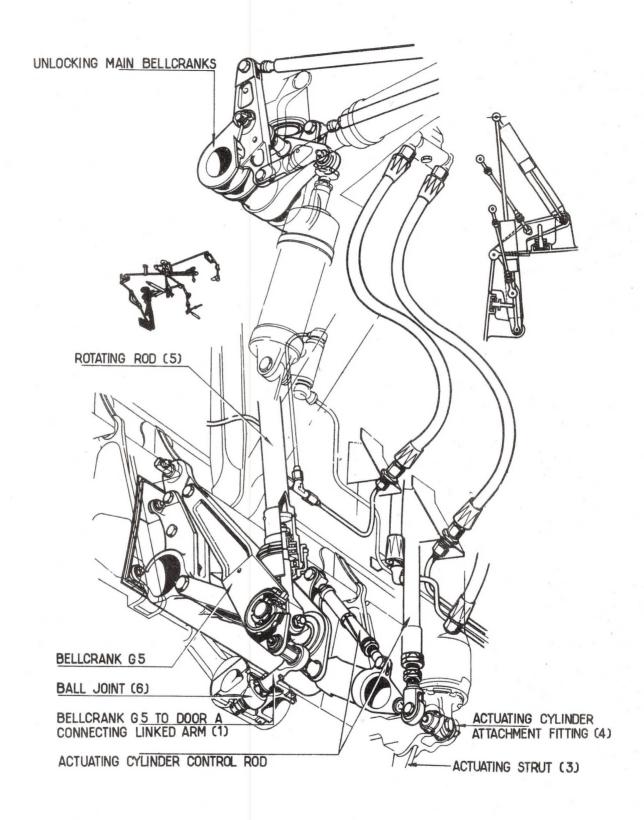




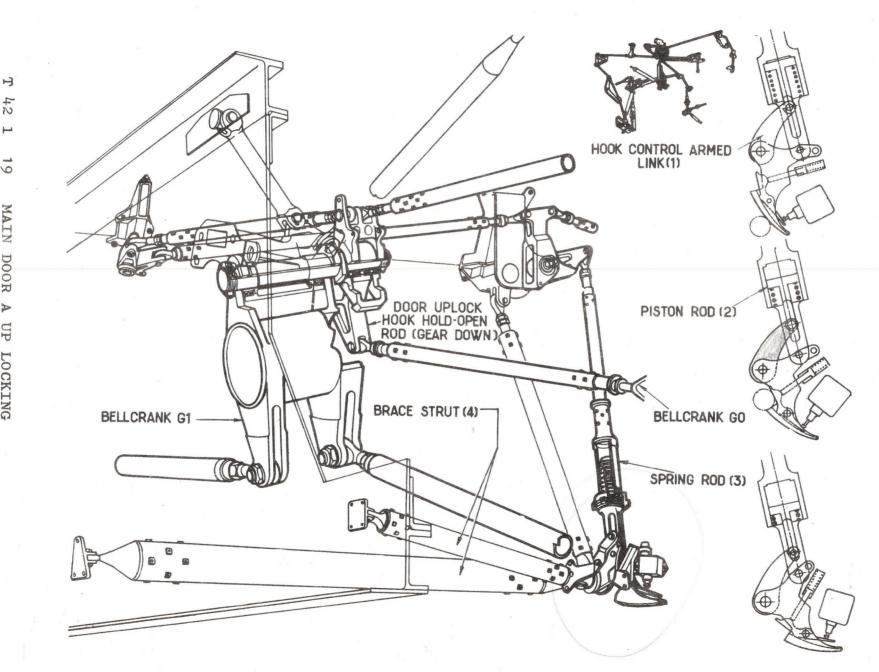
T 42 1 10 MAIN LANDING GEAR DOORS





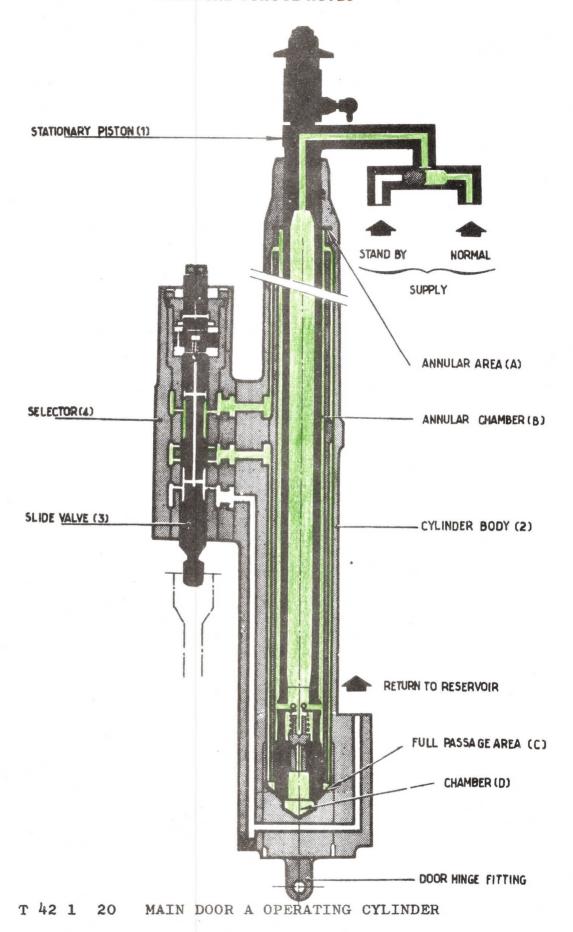


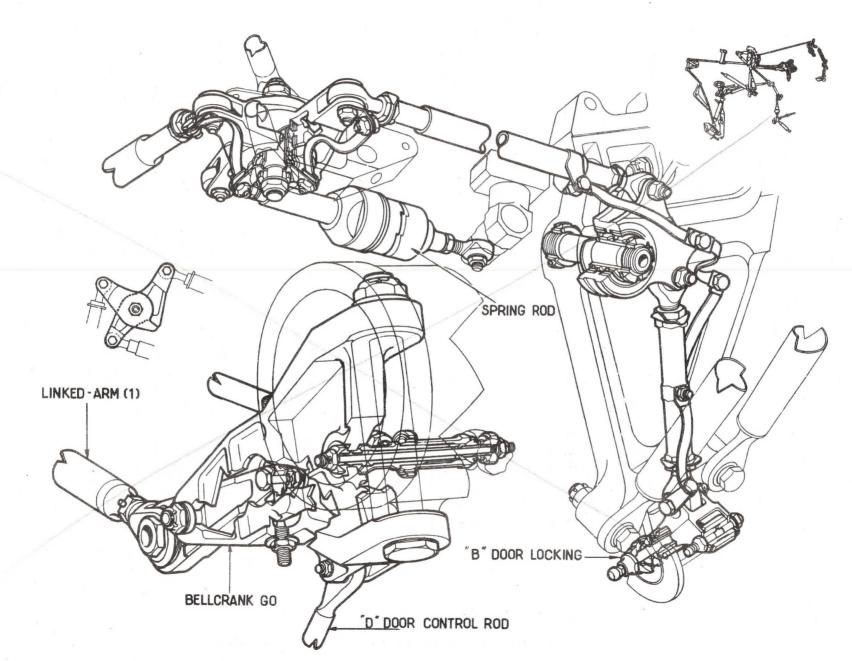
T 42 1 18 BETÄTIGUNGSMECHANISMUS DES MAIN DOOR A



42 19 MAIN DOOR LOCKING

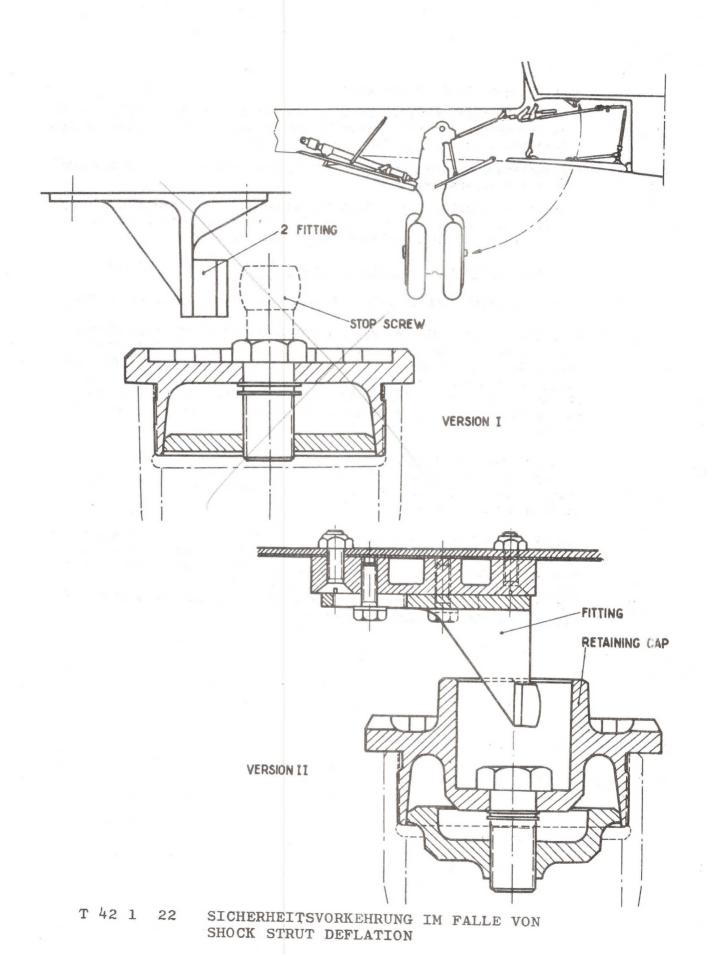








H

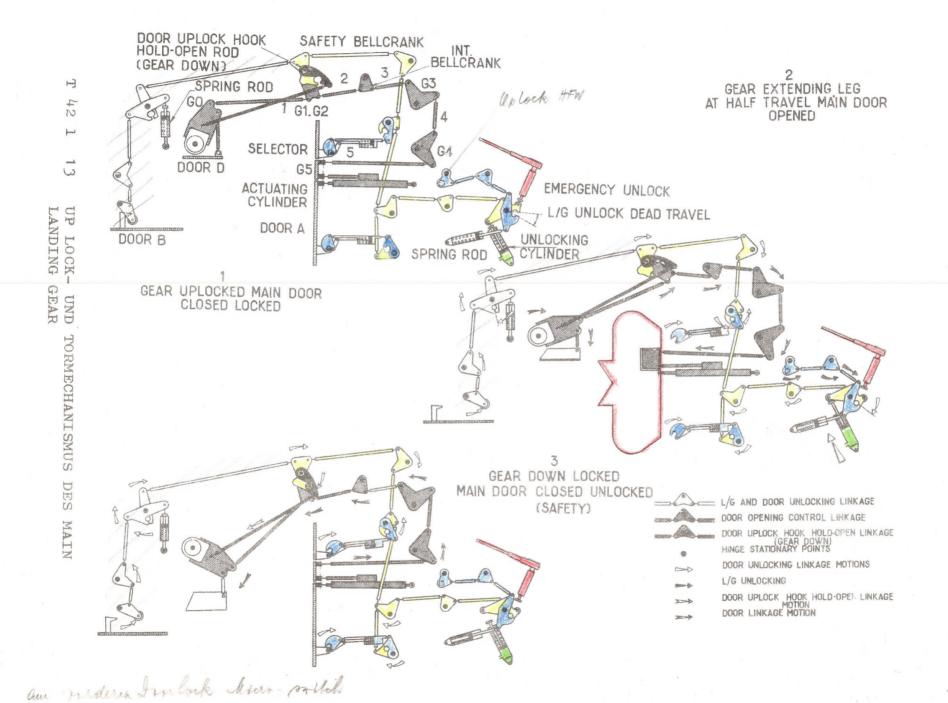


EINFAHREN

DES

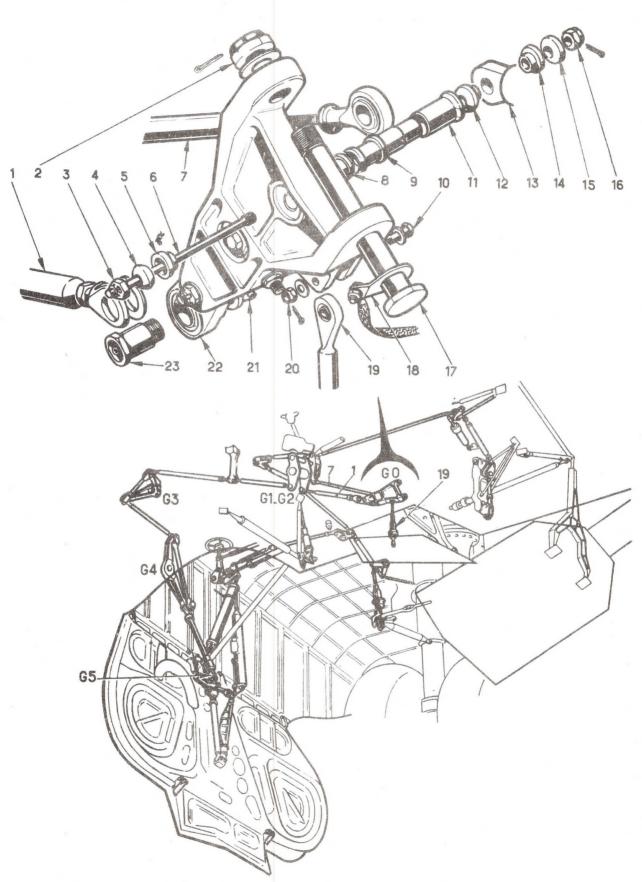
MAIN LANDING GEAR





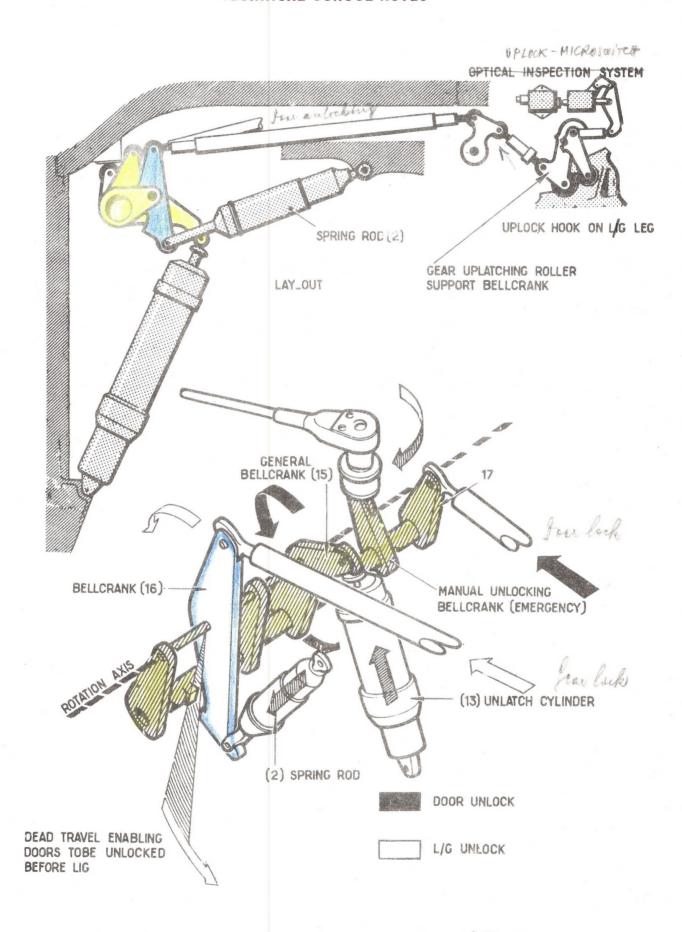
AUA



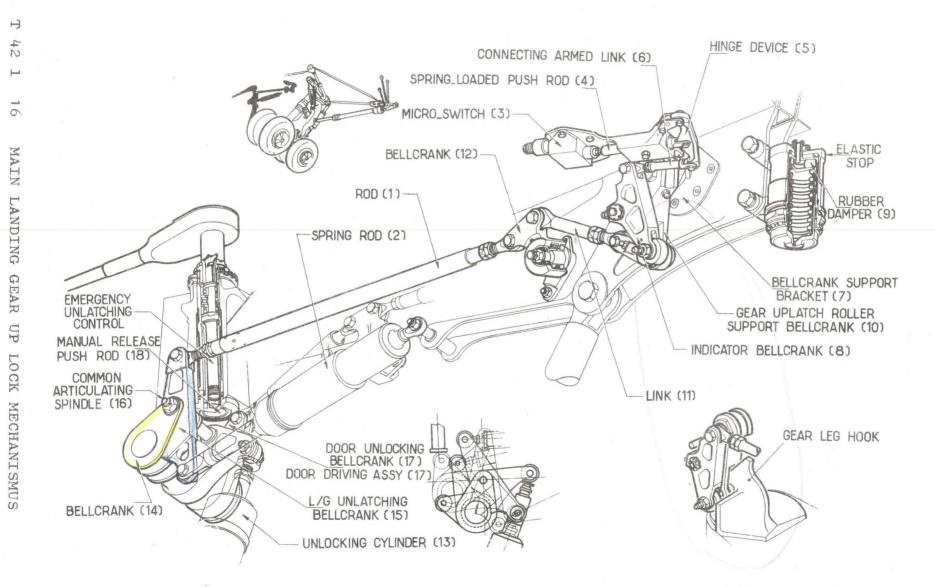


T 42 1 14 BELLCRANK G.O.

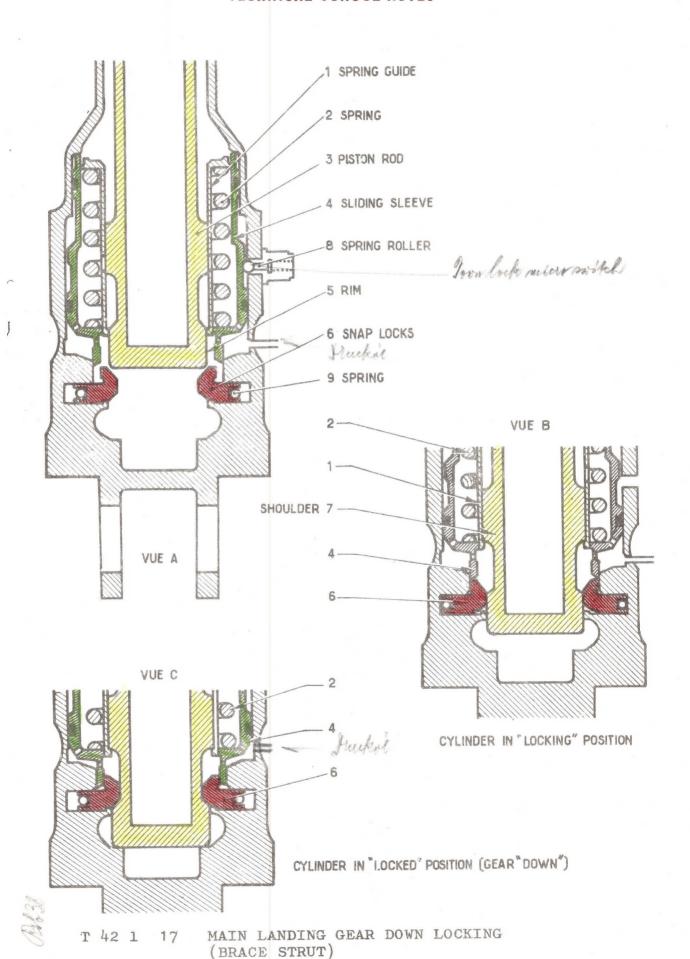




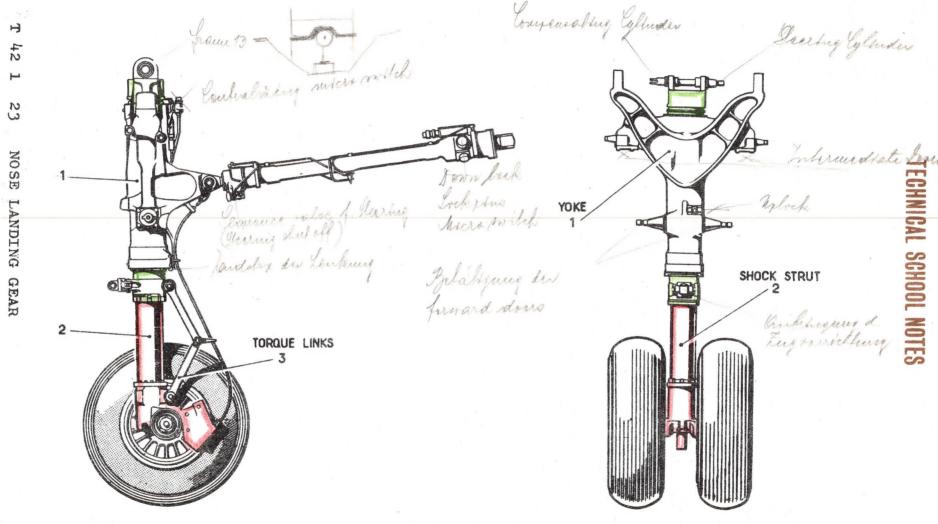
T 42 1 15 MAIN LANDING GEAR UP LOCK MECHANISMUS





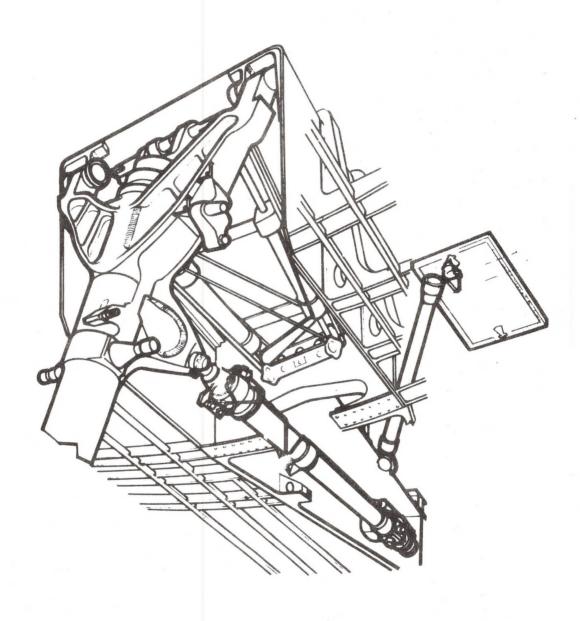


AUA 301 b



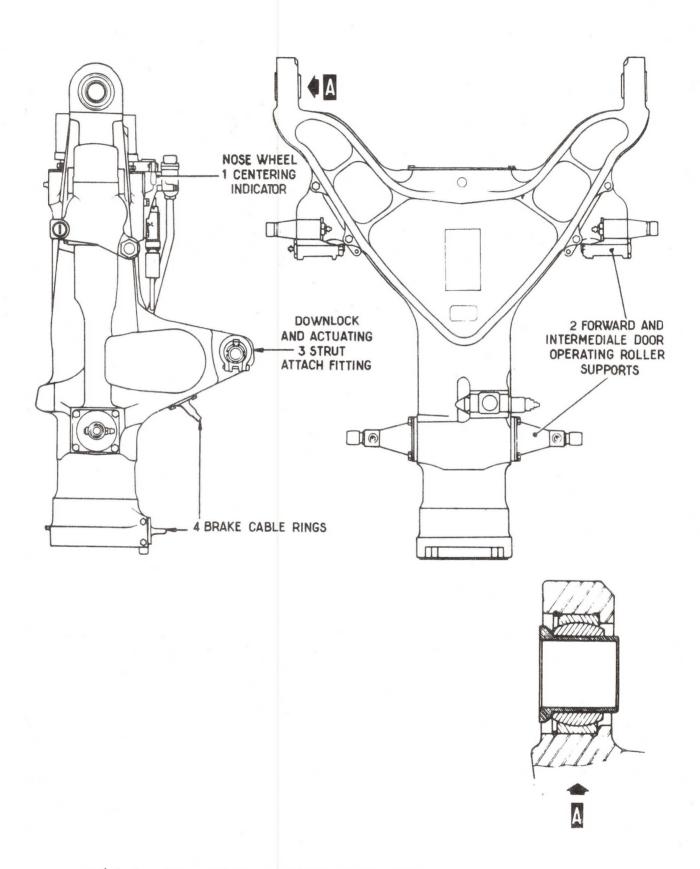






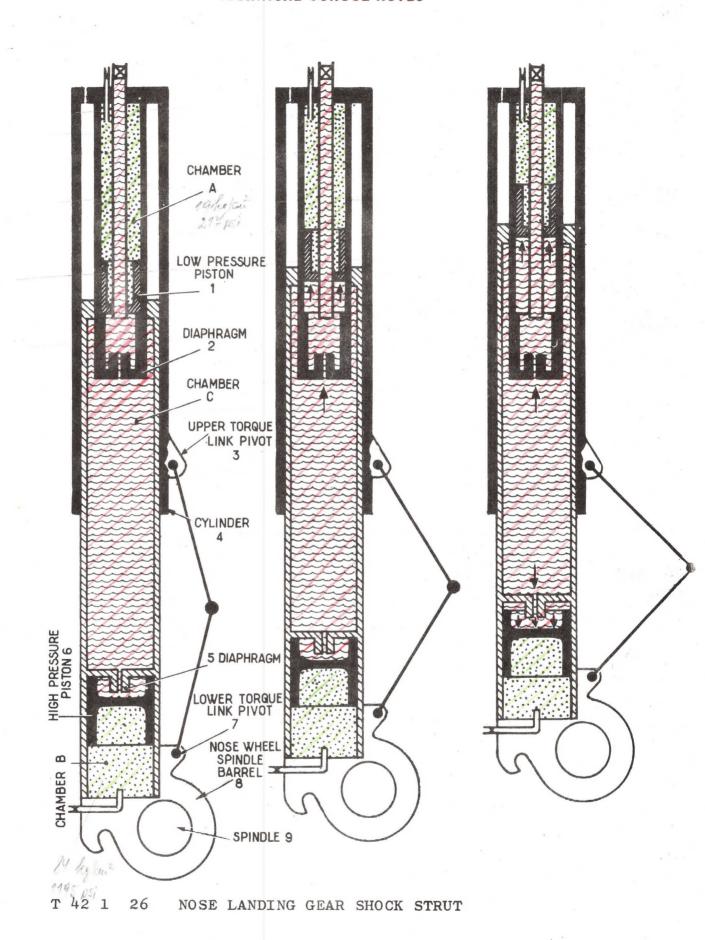
T 42 1 24 NOSE LANDING GEAR INSTALLATION



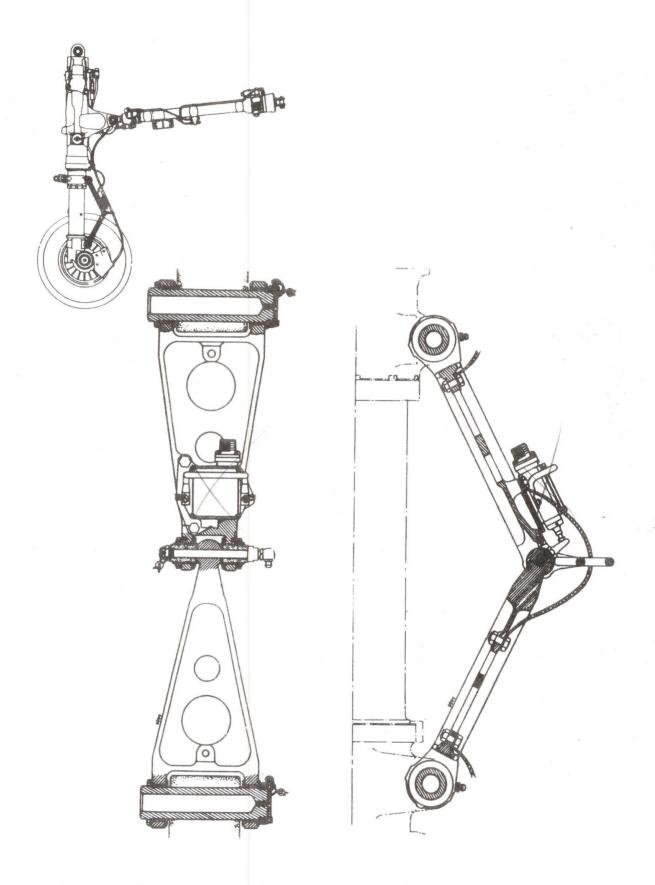


T 42 1 25 NOSE LANDING GEAR YOKE



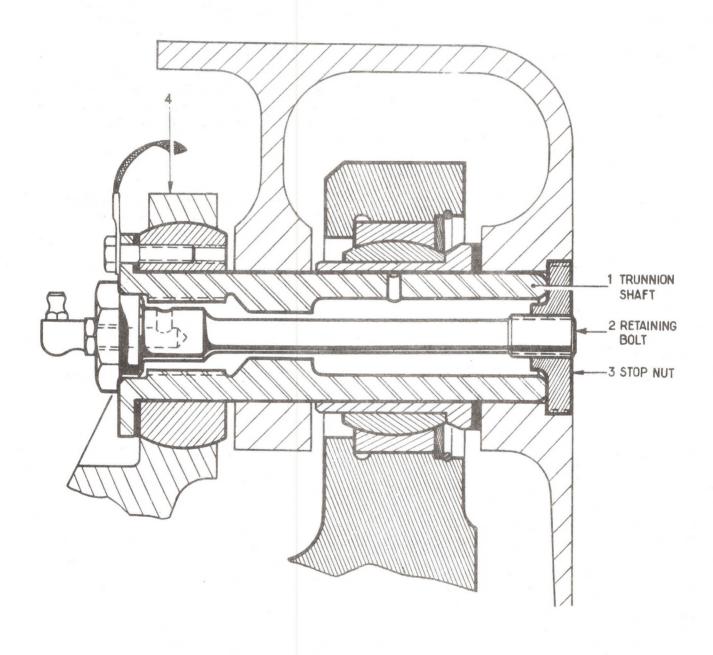






T 42 1 27 NOSE LANDING GEAR TORQUE LINK

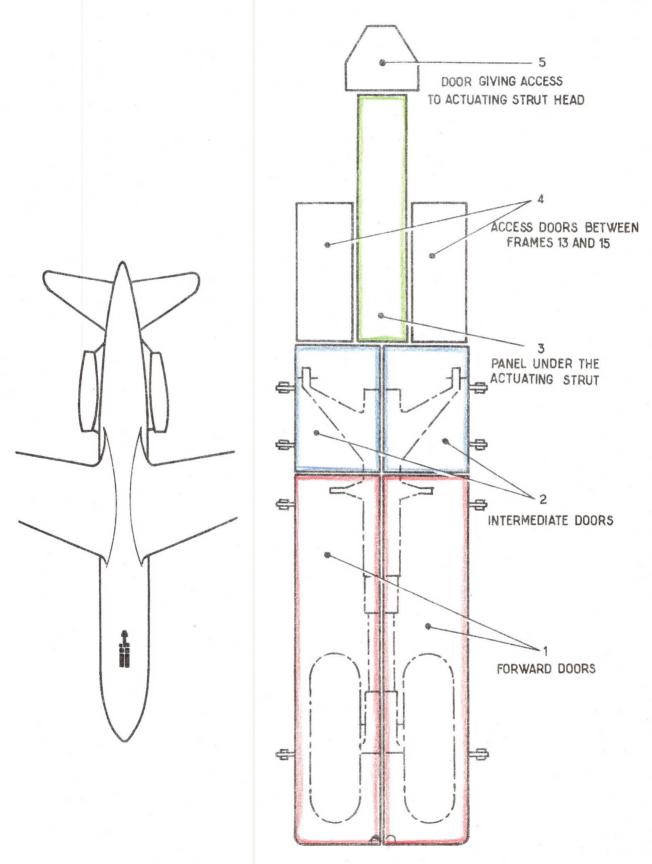




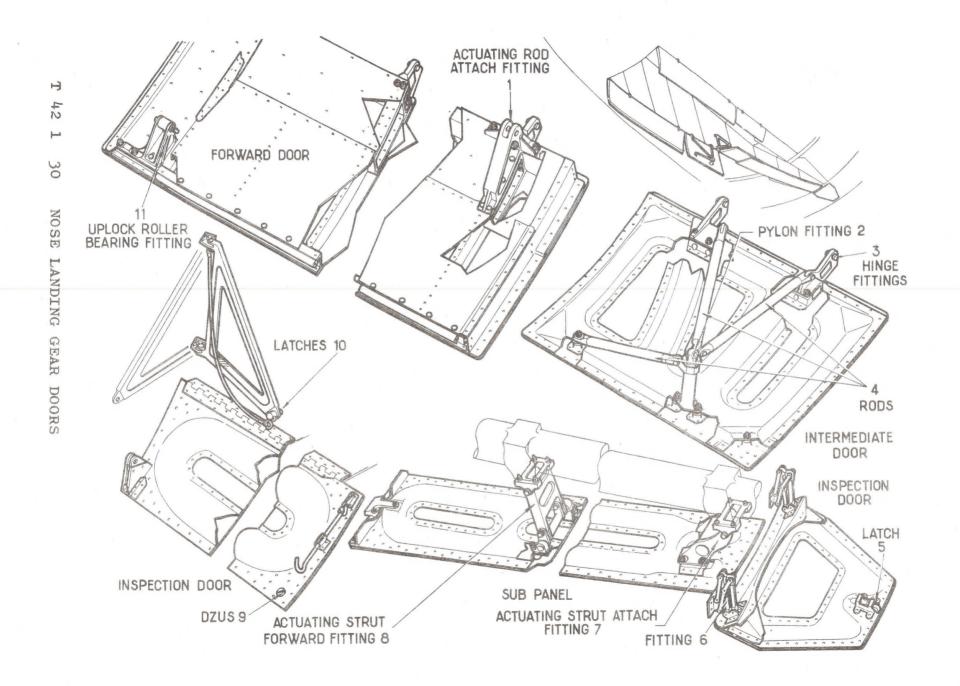
T 42 1 28 NOSE LANDING GEAR HINGE POINT

AUSTRIAN AIRLINES

AUA



T 42 1 29 NOSE LANDING GEAR DOORS



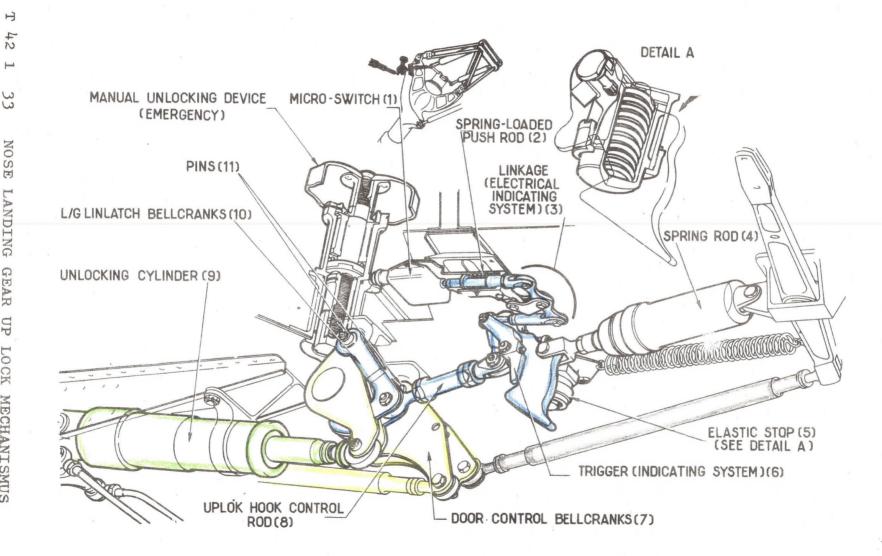


NUR

ZUR

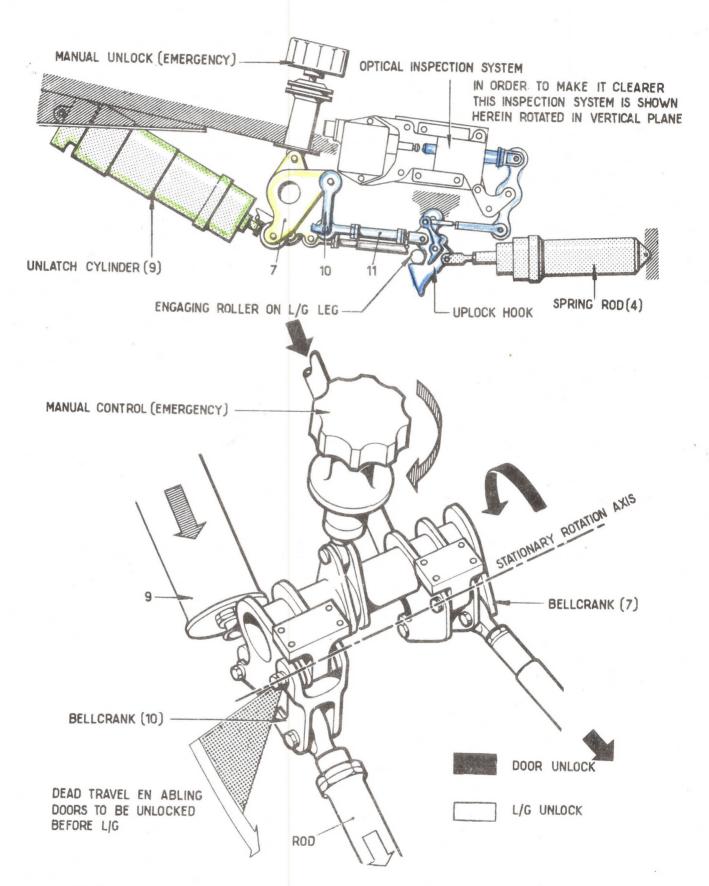
AUSBILDUNG

la ruch mi 3FN - Gehacht UP LOCKED L/G THE SAFETY BELLCRANK SHALL ACTUATE THE FRONT BELLCRANK RAIL AND RELEASE THE HOOK WHEN THE DOOR ROLLERIS PASSING THROUGH UG RETRACTING LEG AT HALF TRAVEL H Manual unlock control (emergency) 4 Upper roller N Unlocking cylinder-Lower roller 32 Spring rod Front belicrank Spring rod UP LANDING LOCK-Rear bellcrank GEAR SEAR UNLATCH AND DOOR UNLOCK LINKAGE UND DOOR OPERATION LINKAGE DOOR UPLOCK HOOK HOLD-OPEN ROD (GEAR DOWN) DOOR UPLOCK HOOK MOLD-OPEN ROD (GEAR IN MOTION) HINGE STATIONARY POINT TORMECHANISMUS LAG EXTENDING LEG AT HALF TRAVEL LIG DOWN LOCK THE SAFETY BELLCRANK ABUTTED ON UG LEG STOPSTHE LINKAGE MOTION AND RETAINS THE HOOK RELEASED UG UNLOCKING DOOR MOTIONS UPLOCK SAFETY LINKAGE MOTIONS DES NOSE D FRONT BELLCRANK POSITION WITH MAIN DOORS OPENED AT GROUND



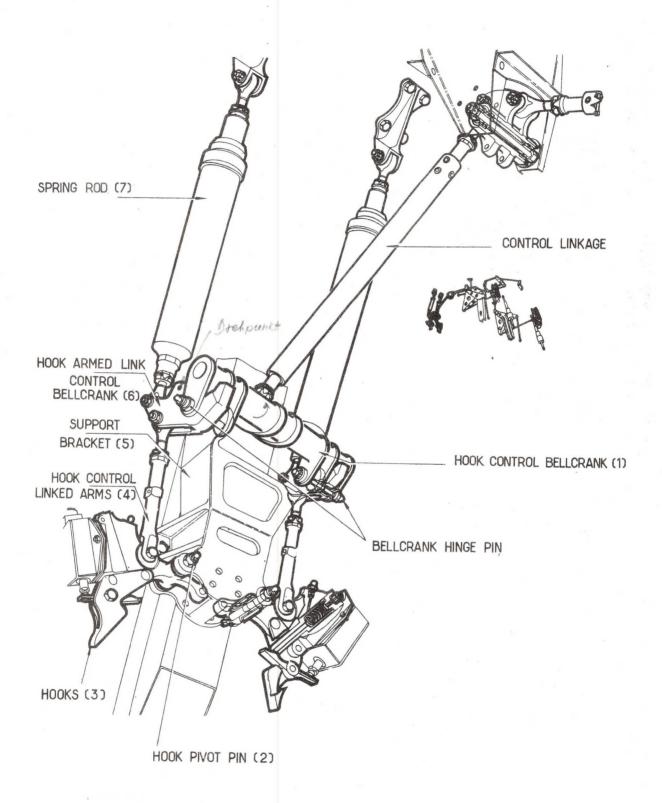
NOSE LANDING GEAR UP LOCK MECHANISMUS



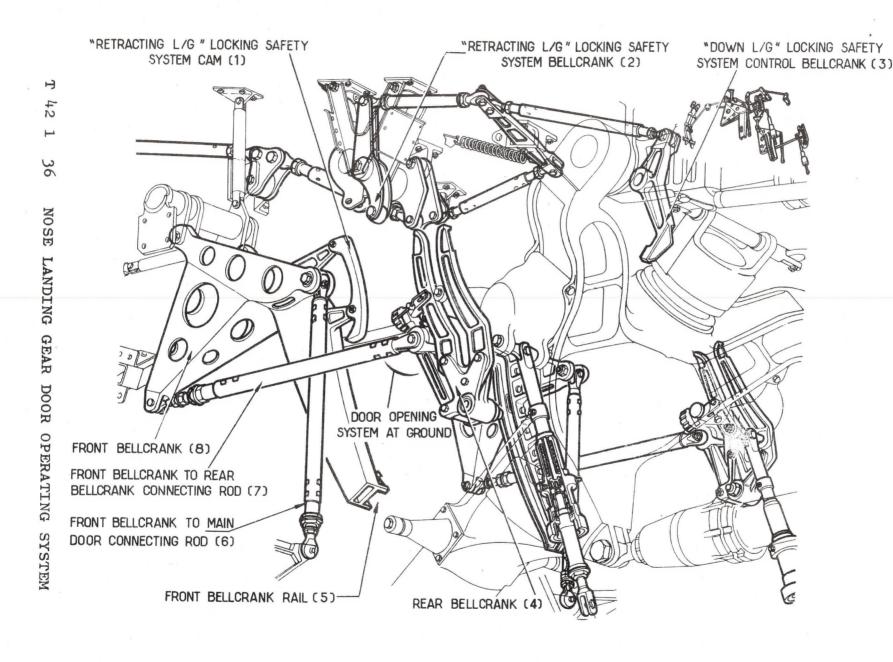


T 42 1 34 NOSE LANDING GEAR UP LOCK MECHANISMUS

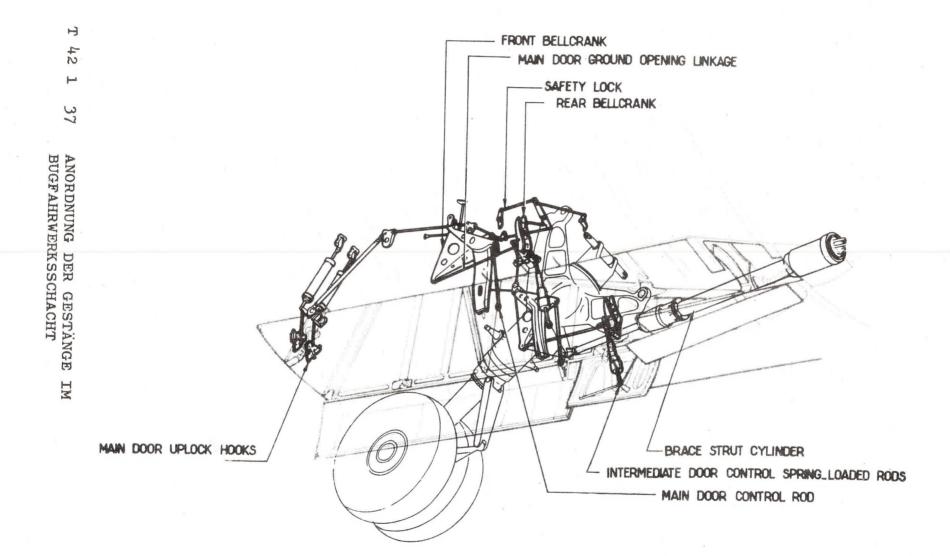




T 42 1 35 NOSE LANDING GEAR DOOR UP LOCKING

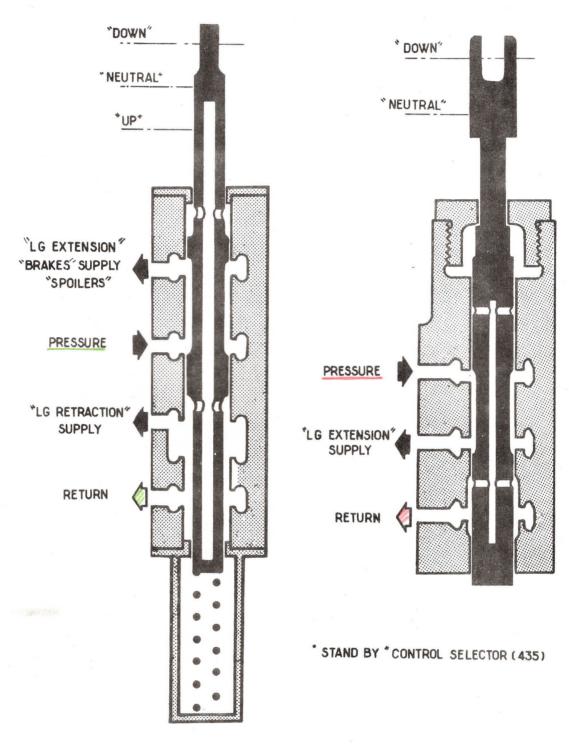










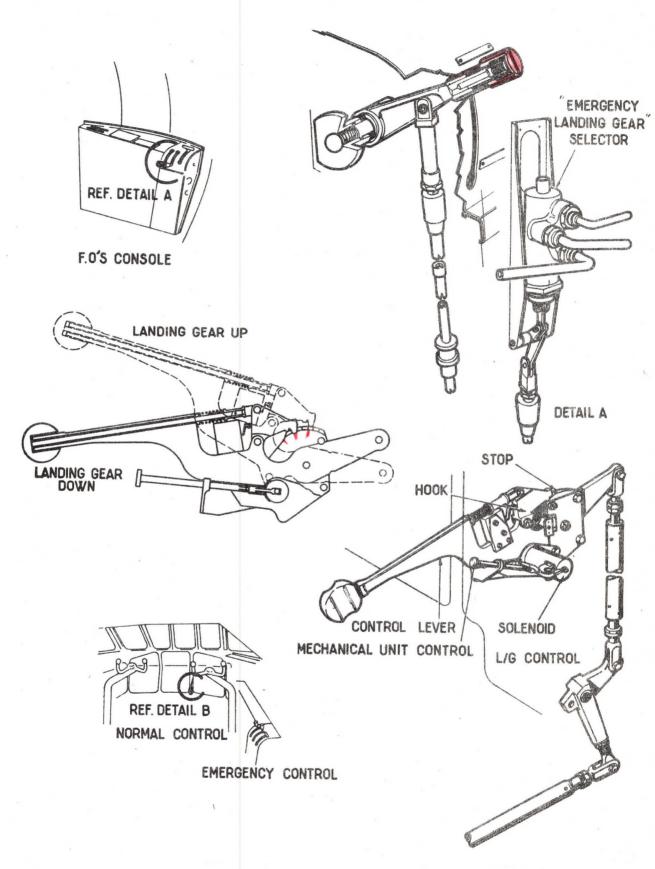


"NORMAL" CONTROL SELECTOR (418)

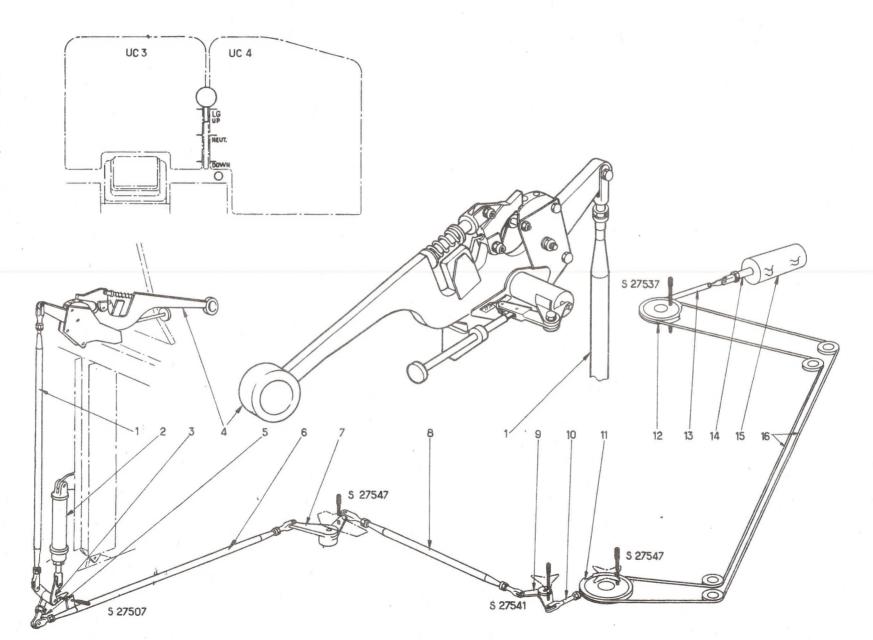
T 42 1 39 NORMAL- UND STAND BY-SELECTOR VALVES

AUSTRIAN AIRLINES





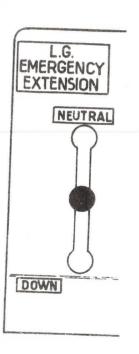
T 42 1 40 LANDING GEAR CONTROLS IM COCKPIT

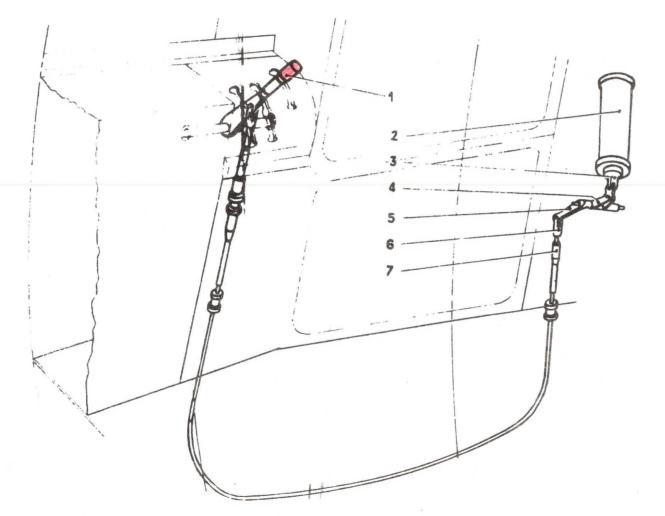


1 42 41

LANDING CONTROL

GEAR NORMAL SELECTOR VALVE



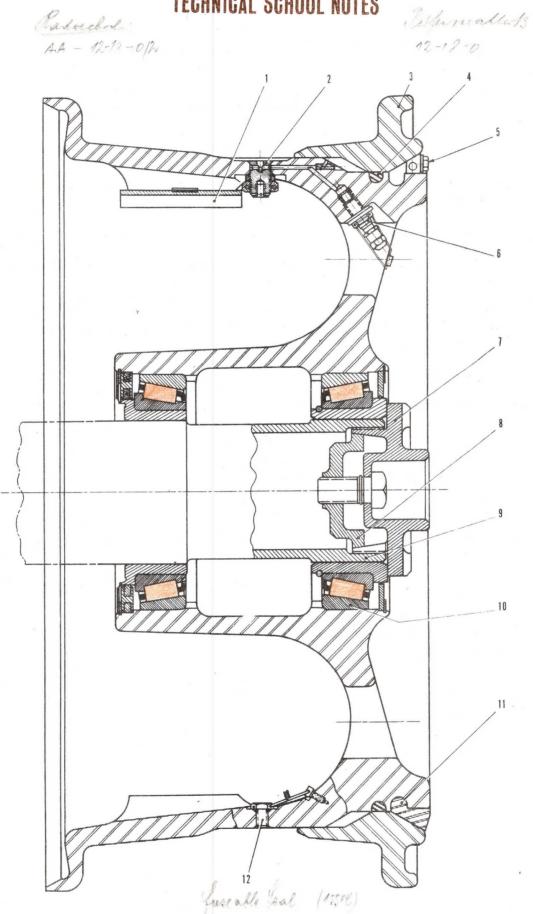


H 42 42

LANDING CONTROL

-

7 SOLDETOR VALVE

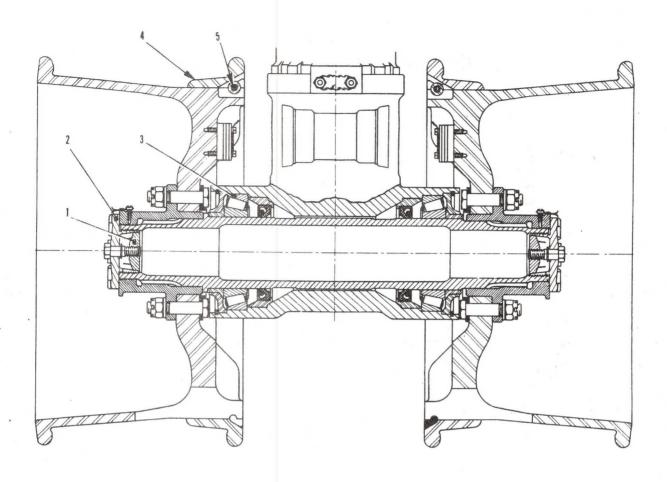


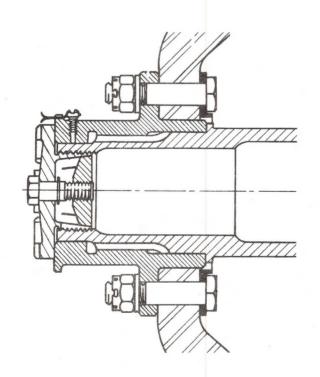
T 42 1 MAIN LANDING GEAR WHEEL

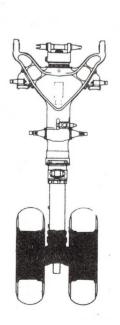


Radorebol AP 12-18-011

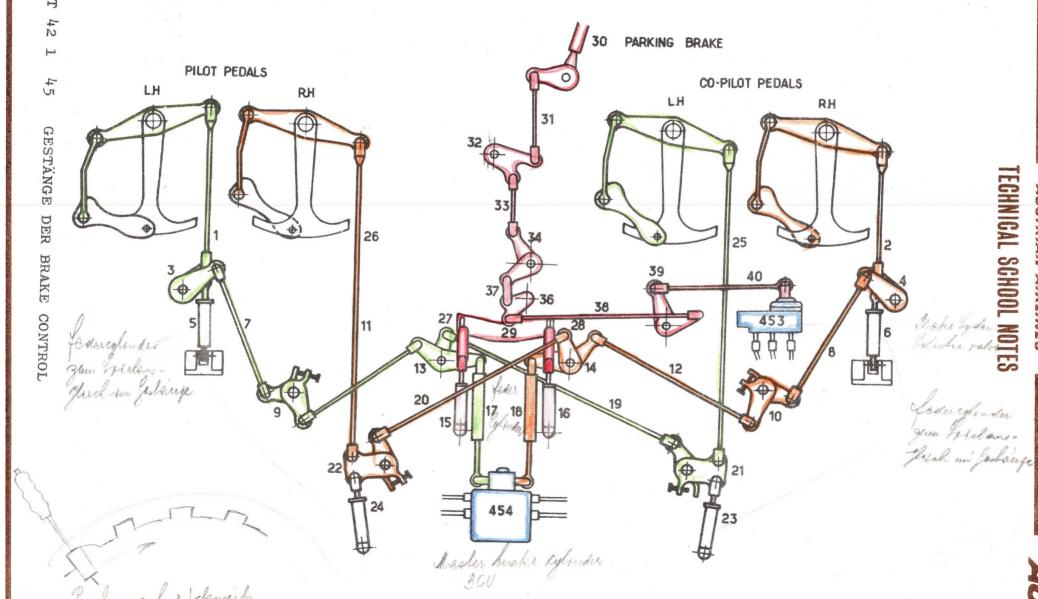
Respected 12-18-4



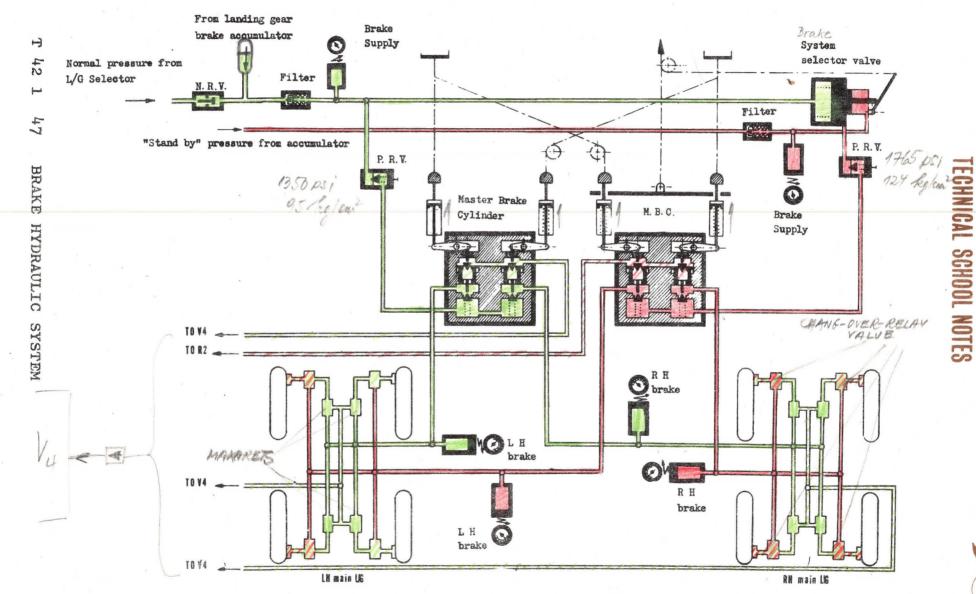




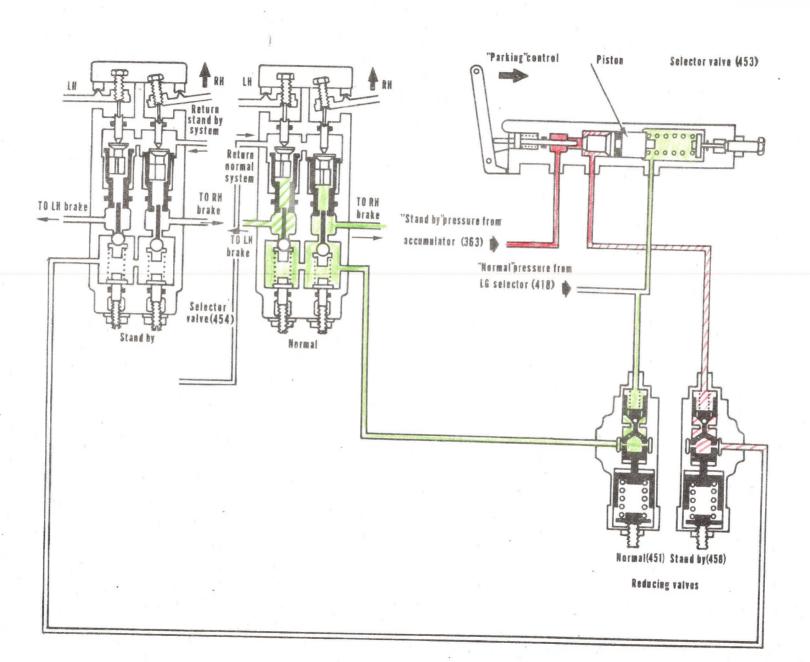
T 42 1 44 NOSE LANDING GEAR WHEEL ASSEMBLY



PARKING BRAKE CONTROL 1 42 BRAKE CONTROL ACTUATING BELLCRANK ON RH GEAR 46 GESTÄNGE BRAKE CONTROL ACTUATING BELLCRANK ON LH GEAR CO_PILOT PEDAL ASSY PILOT PEDAL ASSY DER BRAKE SELECTOR VALVE (453) CONTROL MASTER BRAKE CYLINDER (454)

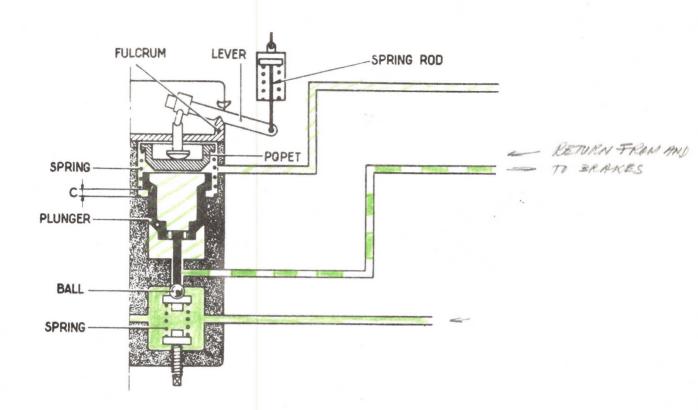


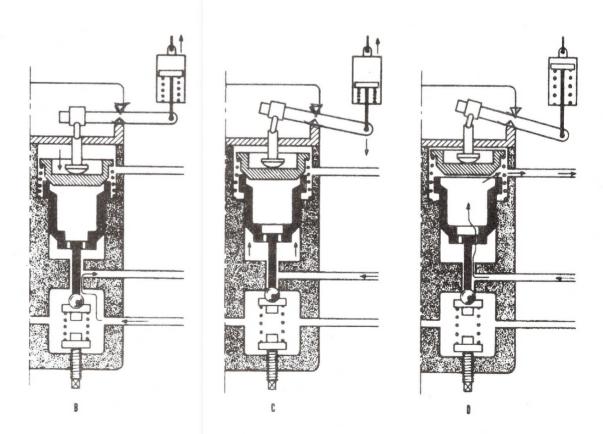




WIRKUNGSWEISE DES SYSTEM SELECTOR VALVE

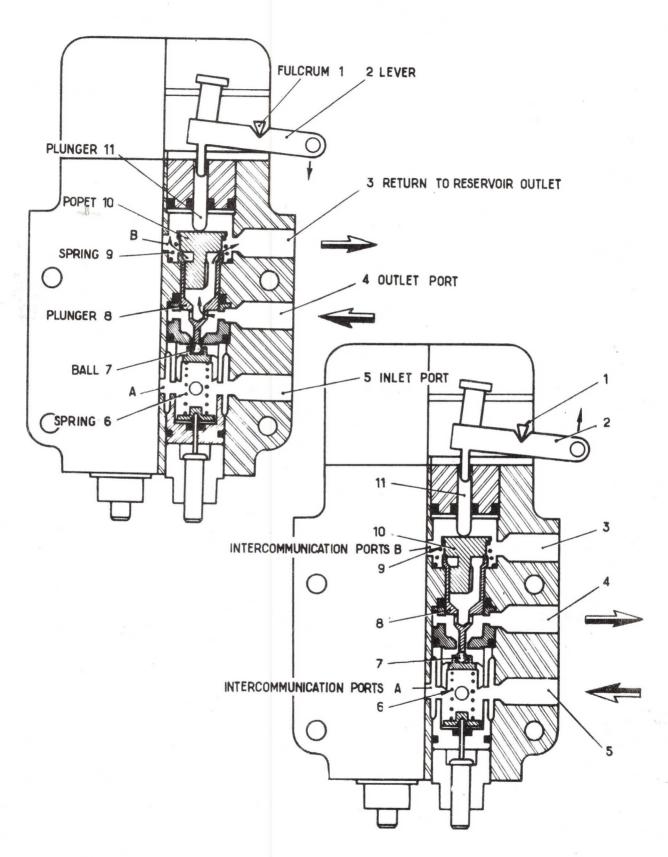






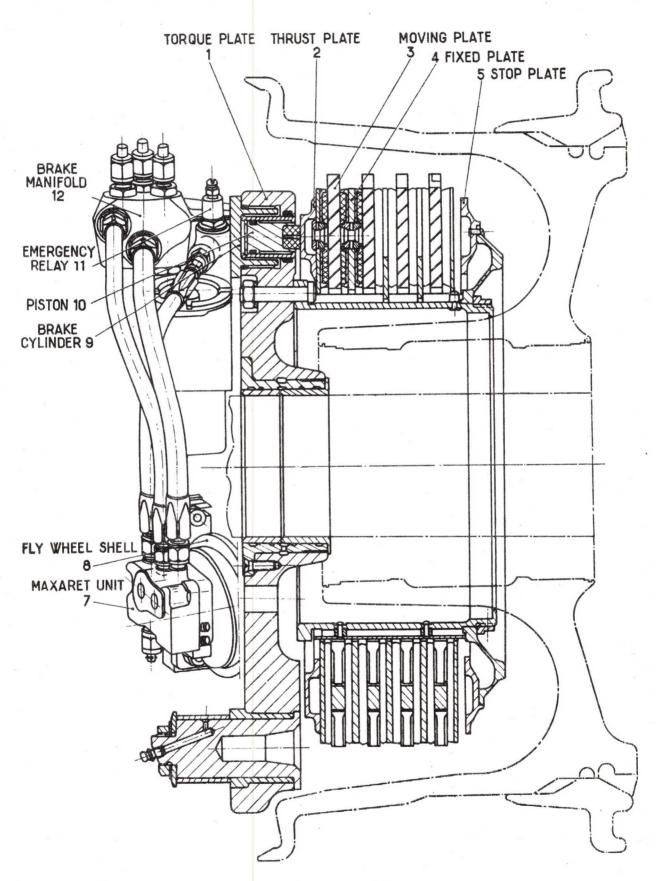
T 42 1 49 MASTER BRAKE CYLINDER





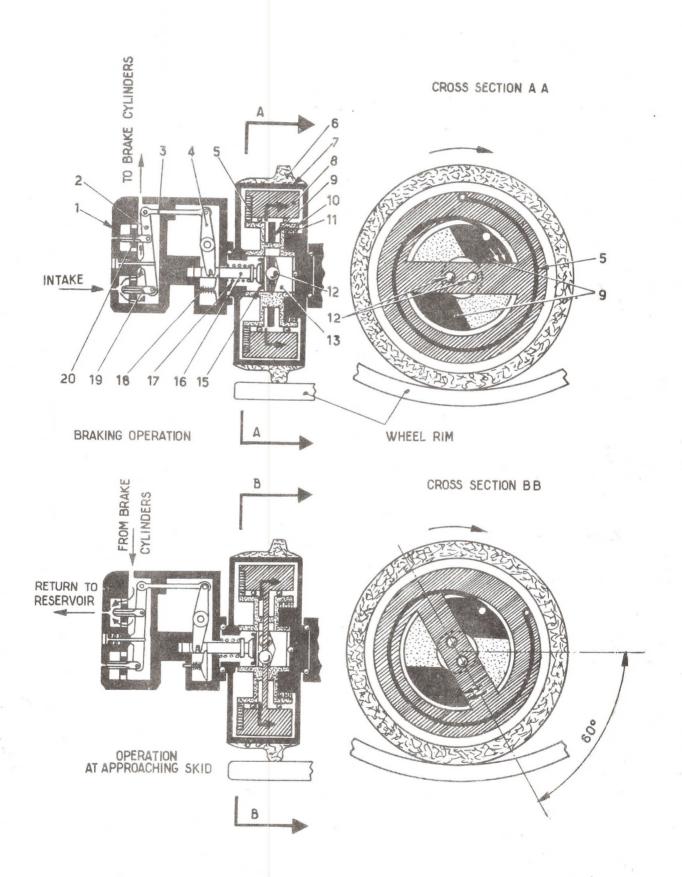
T 42 1 50 MASTER BRAKE CYLINDER

AUA



T 42 1 51 MAIN LANDING GEAR BRAKE

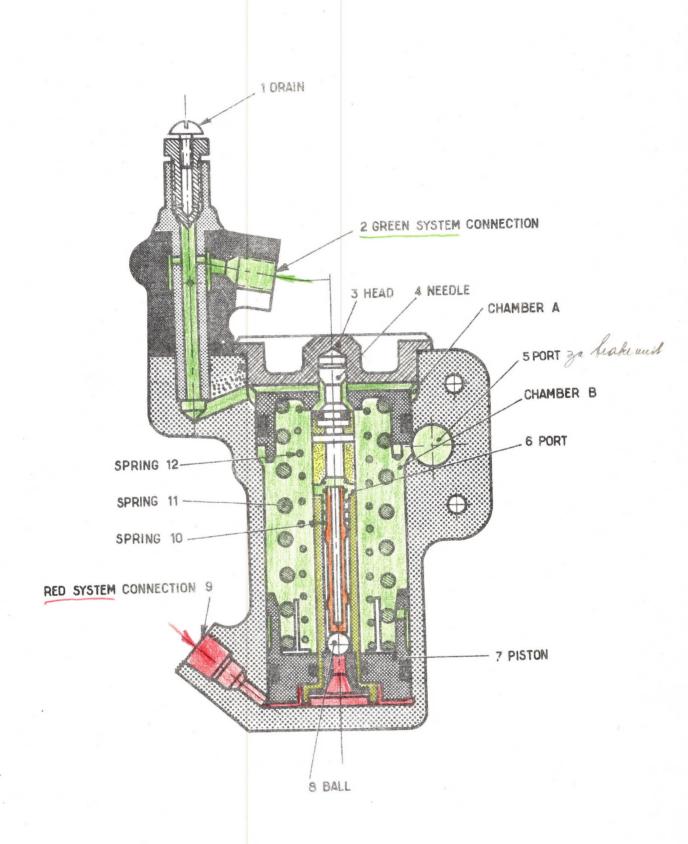




T 42 1 52 MAXARET ANTI SKID UNIT

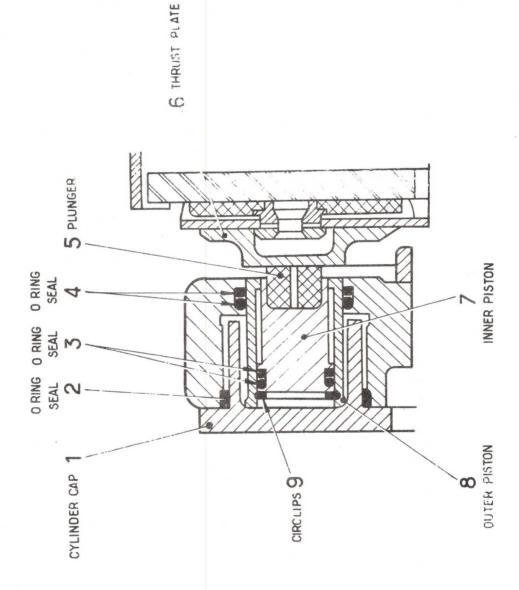
AUSTRIAN AIRLINES

LUA)



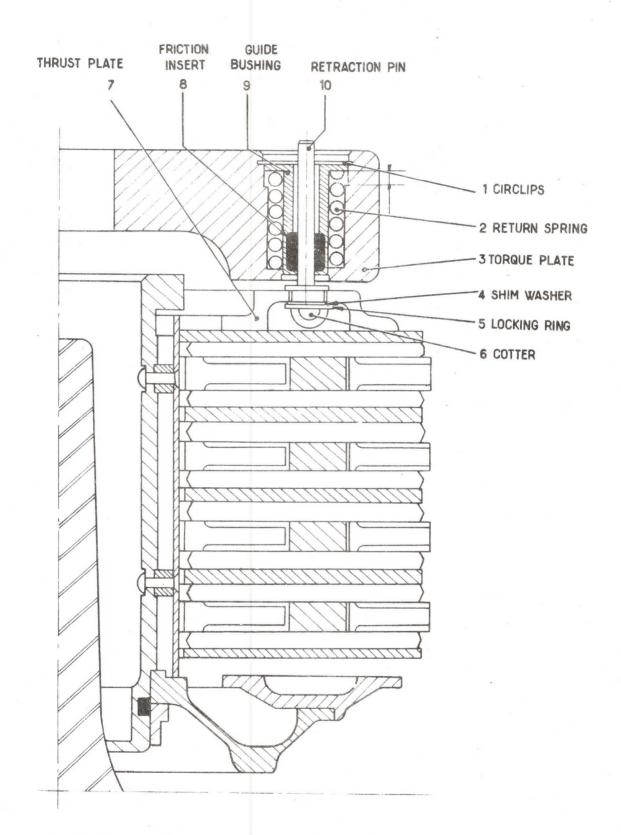
T 42 1 53 HYDRAULIC CHANGE OVER RELAY





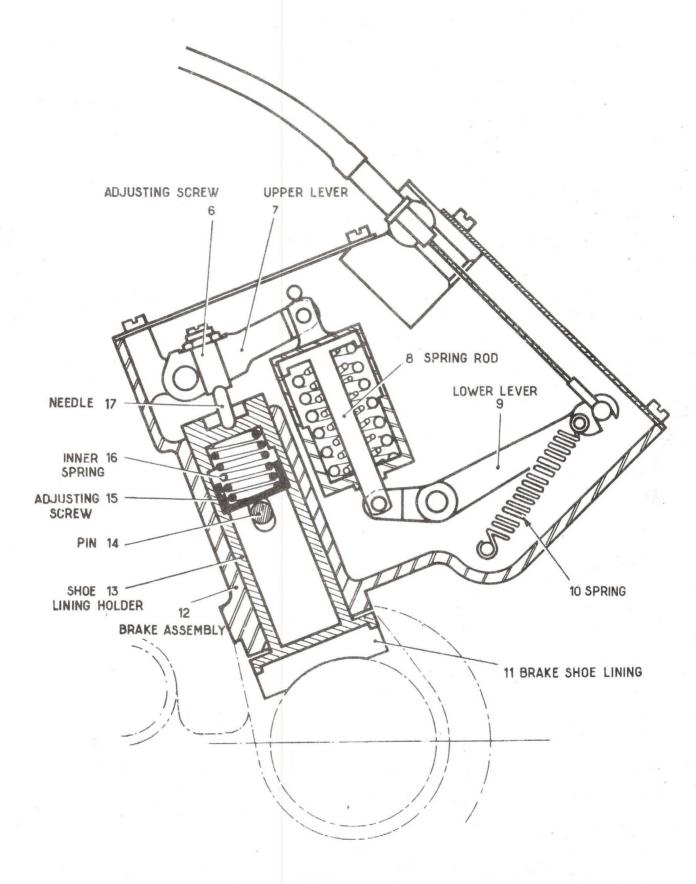
T 42 1 54 BRAKE CYLINDER





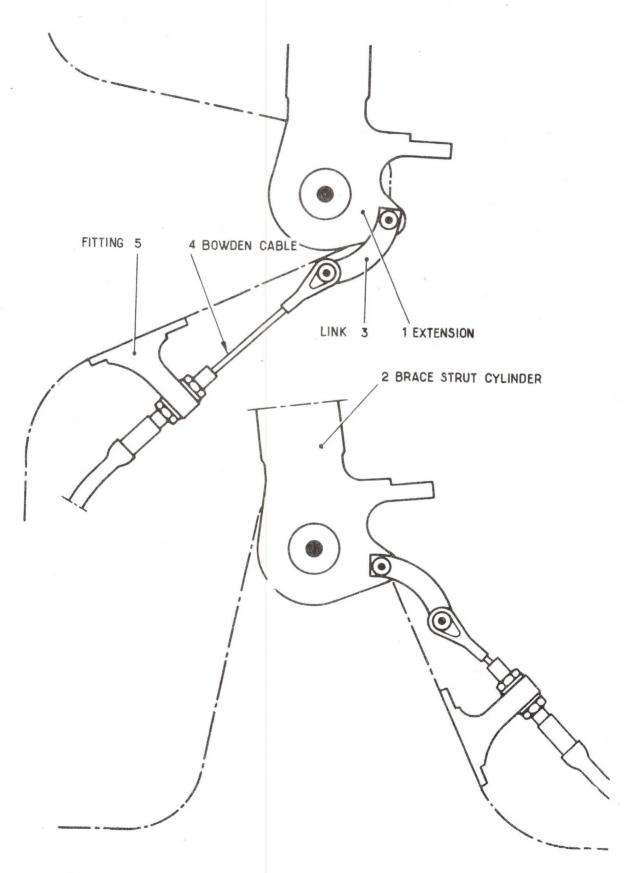
T 42 1 55 AUTOMATIC WEAR COMPENSATING UNIT



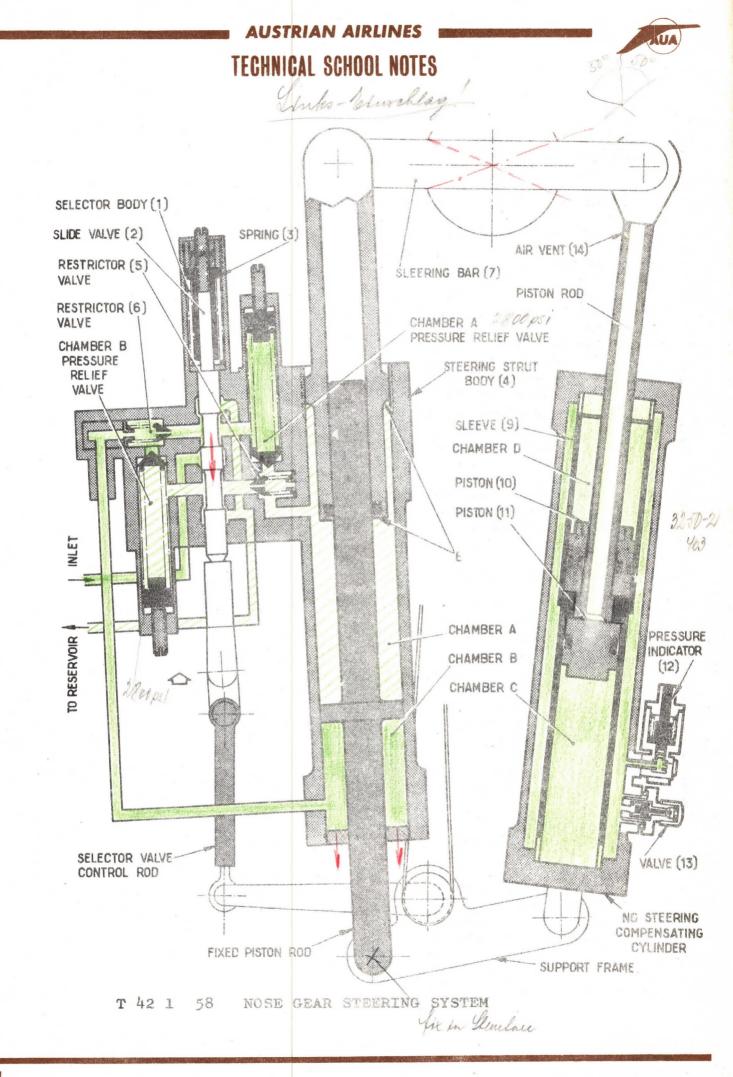


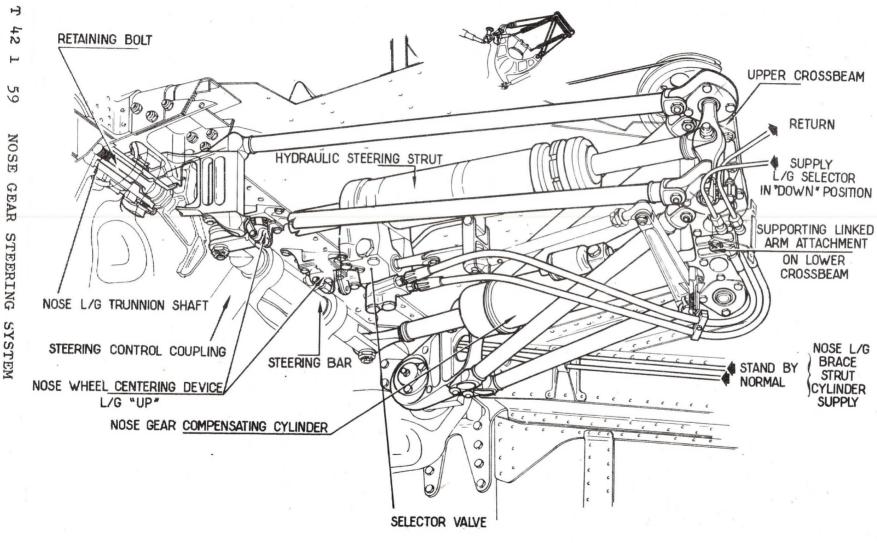
T 42 1 56 NOSE LANDING GEAR BRAKE ASSEMBLY





T 42 1 57 NOSE LANDING GEAR BRAKE CONTROL ASSEMBLY



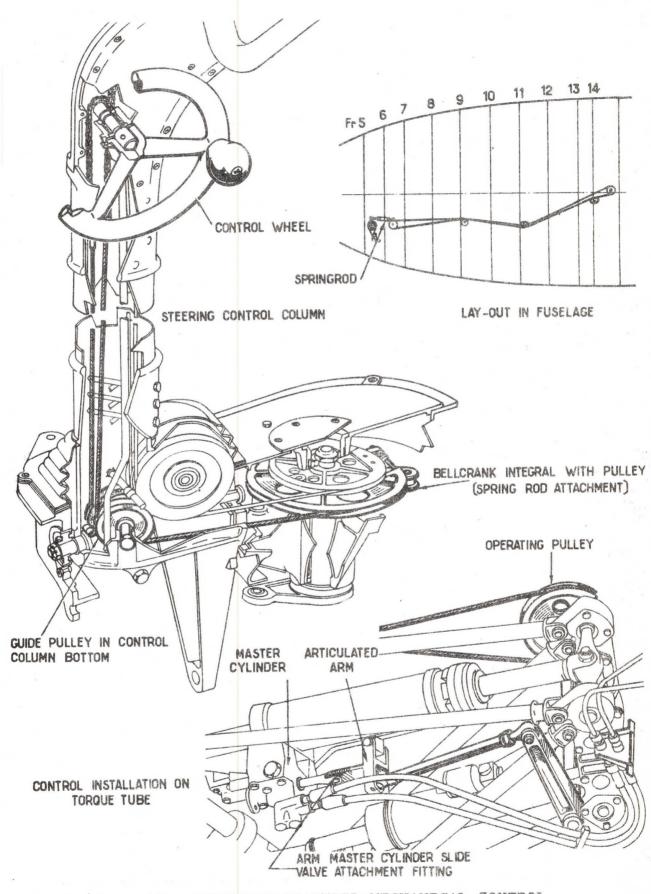


SYSTEM

AUSTRIAN AIRLINES

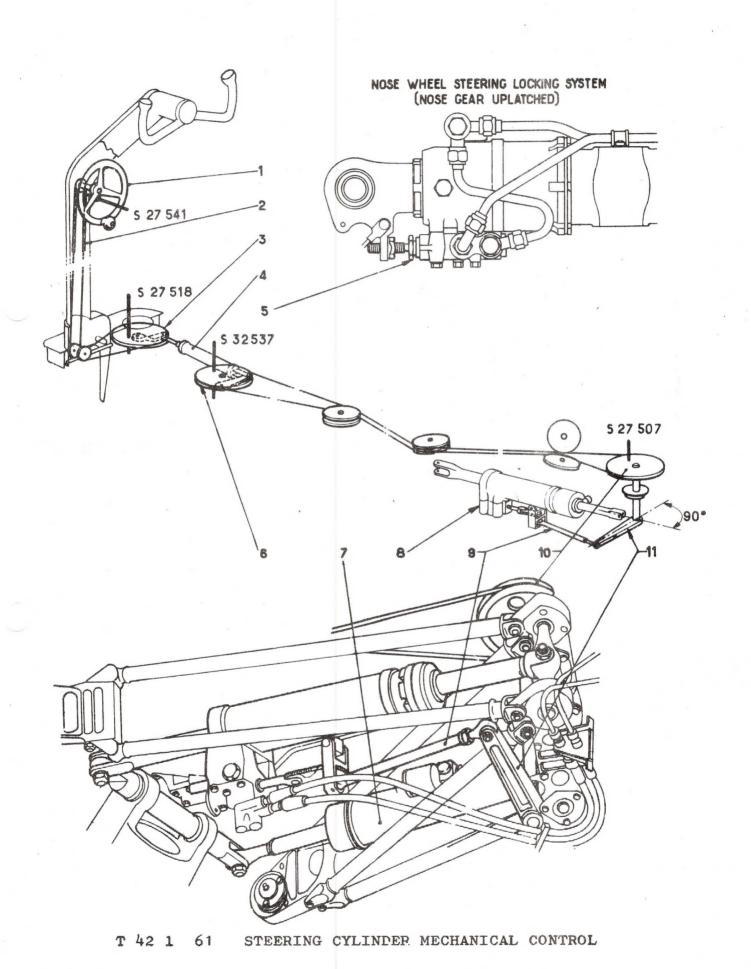
AUA

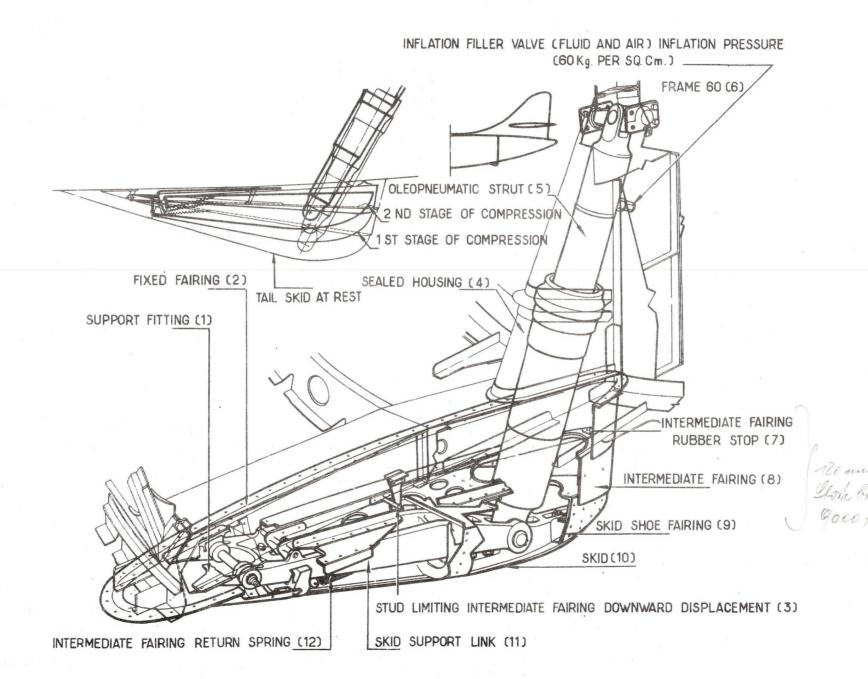
TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 1 60 STEERING CYLINDER MECHANICAL CONTROL







1 42

63

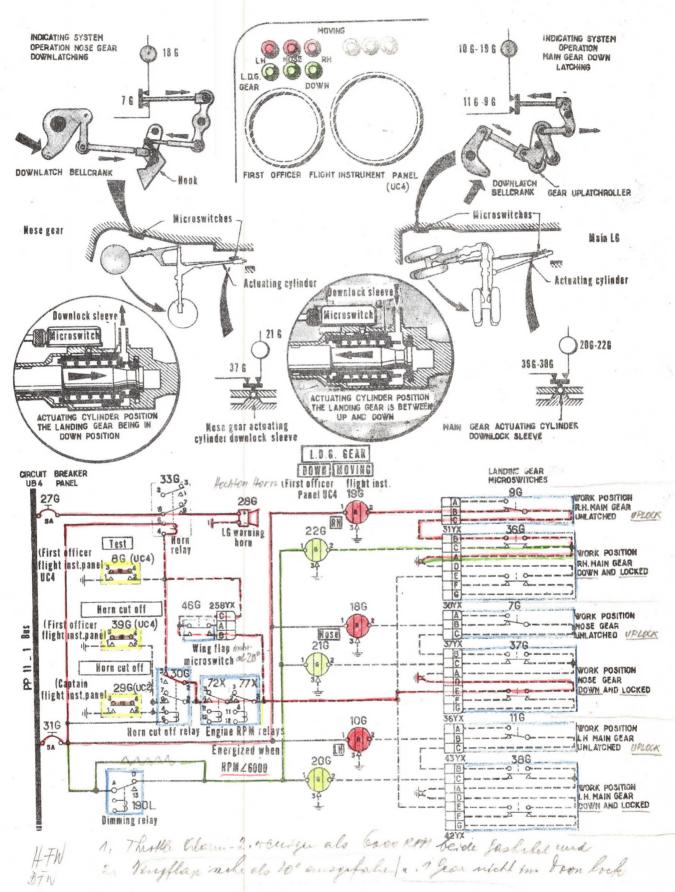
EMERGENCY MECHANICAL

UNLOCKING



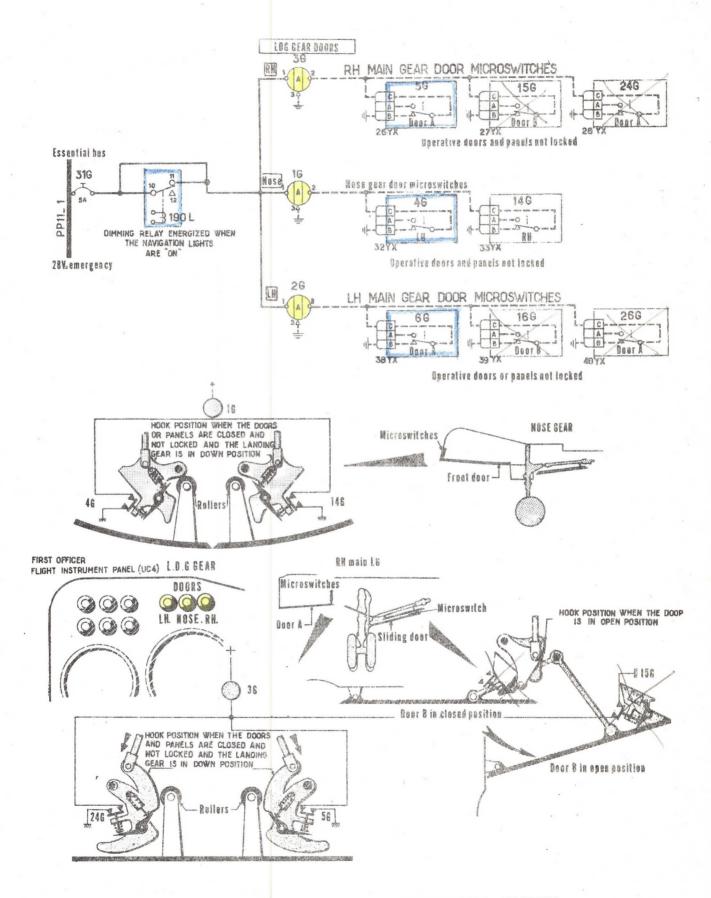
AUSTRIAN AIRLINES





T 42 1 64 LANDING GEAR INDICATING SYSTEM



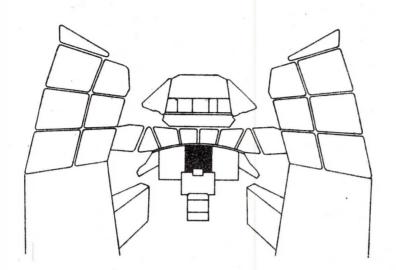


T 42 1 65 LANDING GEAR DOOR INDICATING SYSTEM

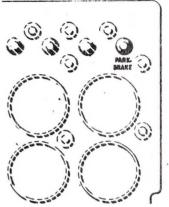
AUSTRIAN AIRLINES

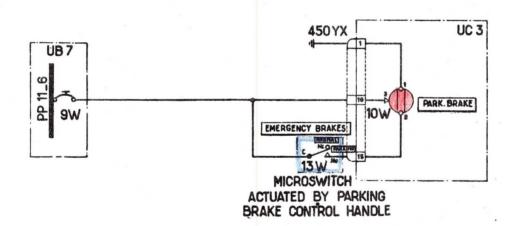
TECHNICAL SCHOOL NOTES



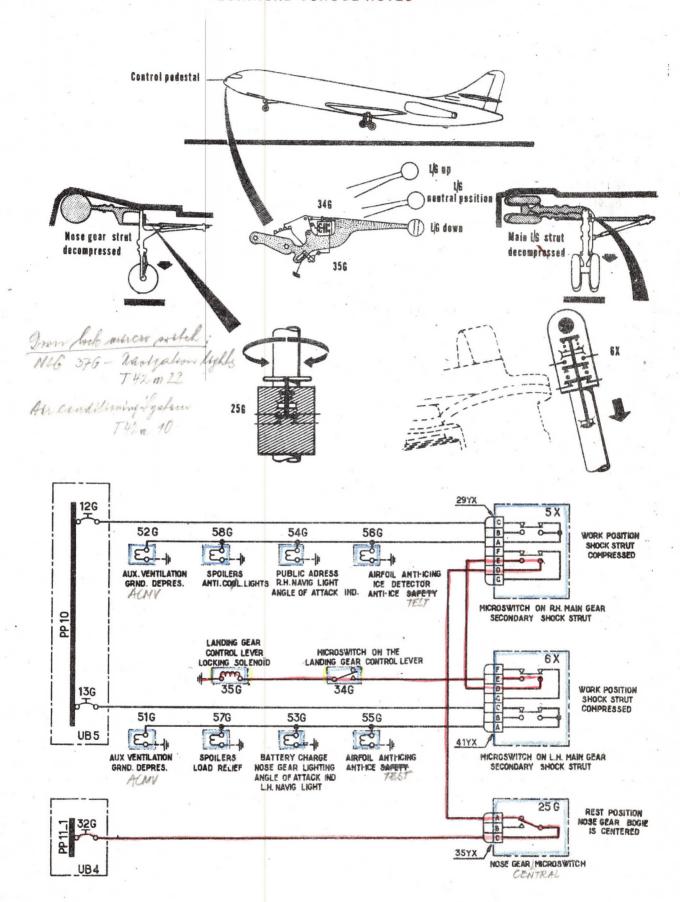








T 42 1 66 PARKING BRAKE INDICATING SYSTEM

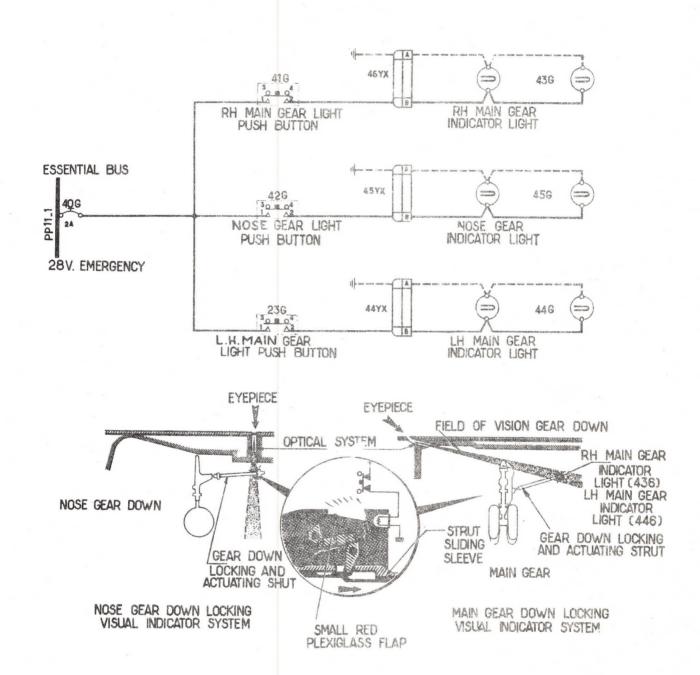


GROUND CONTROL RELAY SYSTEM UND LANDING T 42 1 67 GEAR CONTROL LEVER LOCKING

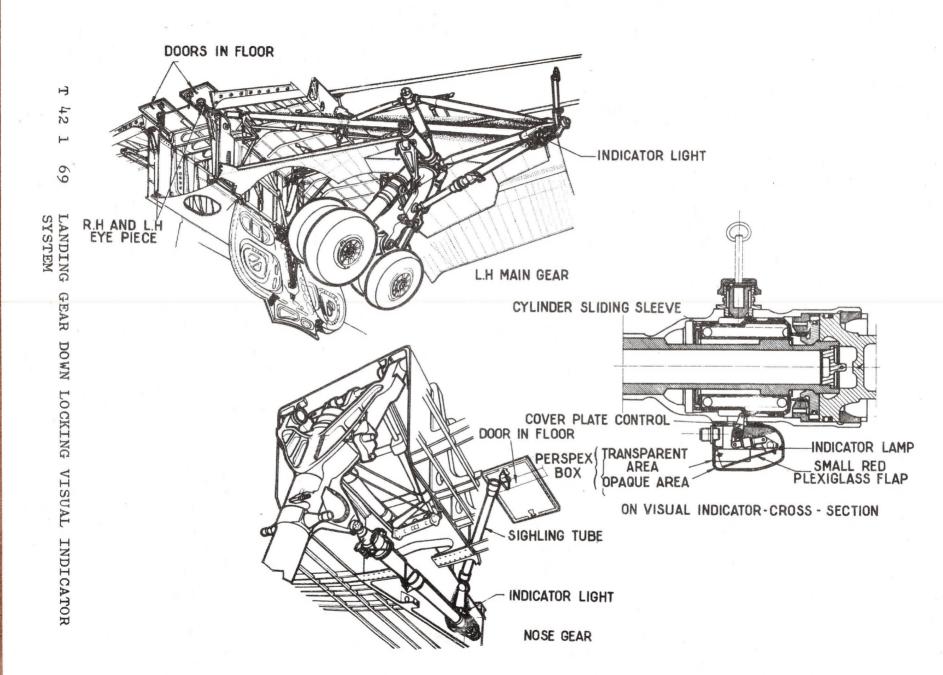
1. Pagrad contrict 2: Reallos HFN enthaled AUA 301

3. Miery- Jordal 45 - Lesohe (Giff)

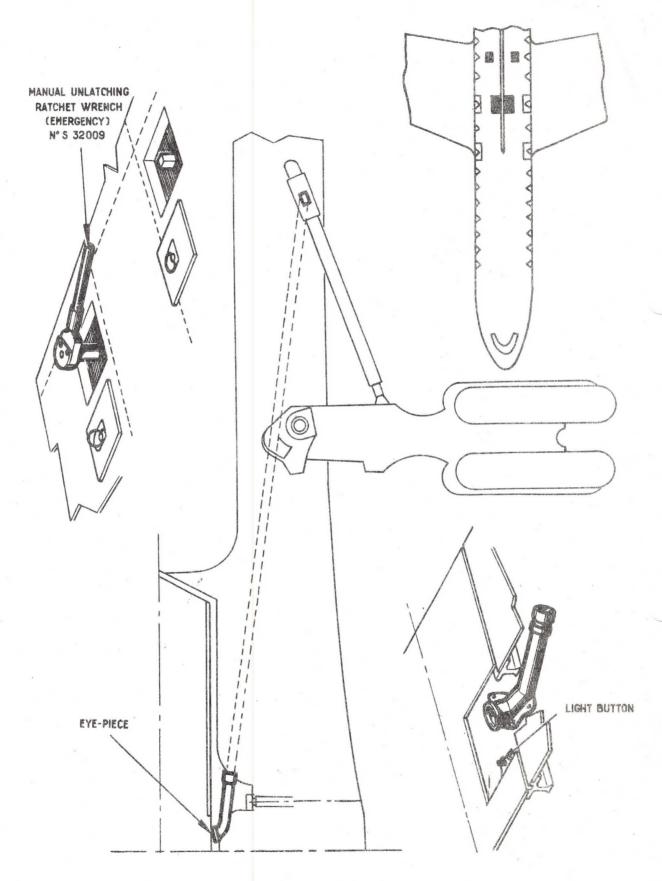




T 42 1 68 LANDING GEAR DOWN LOCKING VISUAL INDICATOR SYSTEM

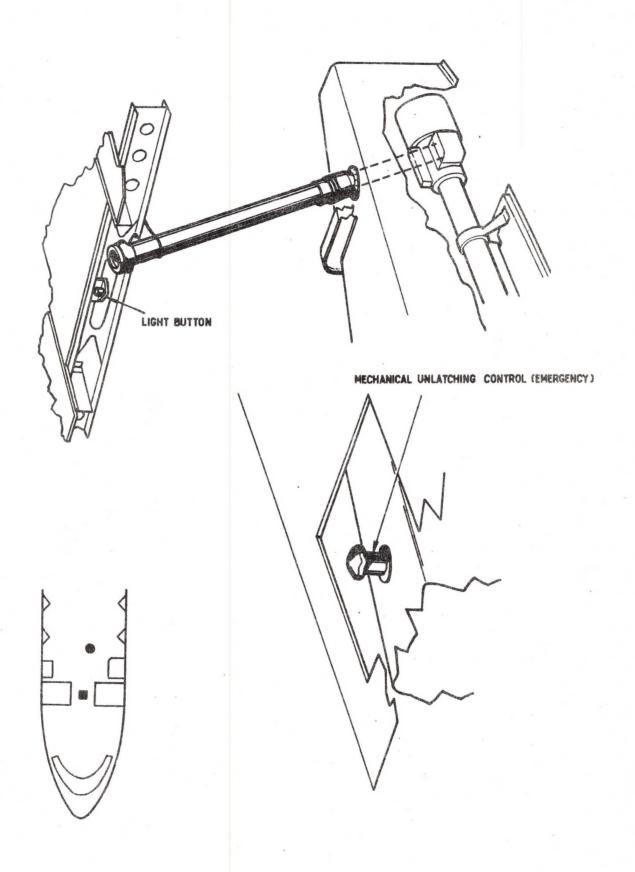


AUA



T 42 1 70 MAIN LANDING GEAR MANUAL UNLOCKING UND VISUAL INDICATOR SYSTEM

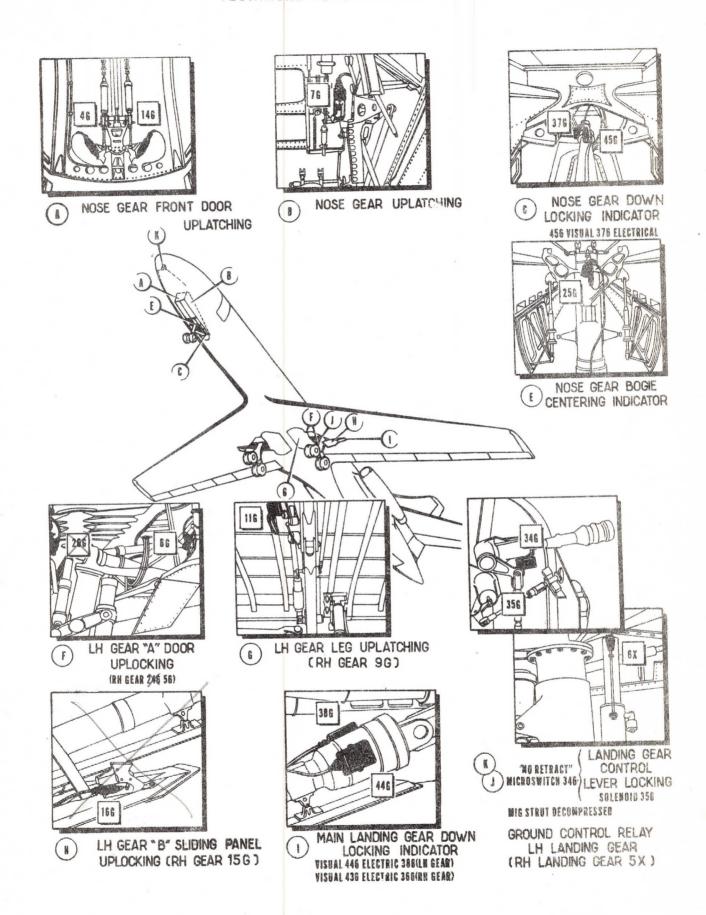




T 42 1 71 NOSE LANDING GEAR MANUAL UNLOCKING UND VISUAL INDICATOR SYSTEM

LUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 42 1 72 ANORDNUNG VON LANDING GEAR- UND LANDING GEAR DOOR-MICROSWITCHES



LIGHTS

(S.E. 210, ATA-Ref. 33)

T 42 m

Bearbeitet: Pöttinger

Ausgabe: 2/1/63



TECHNICAL SCHOOL NOTES

LIGHTS

(ATA-Ref. 33)

Abbildungsverzeichnis

	T	42	m	1	Panels UP 4 und UA 2
	T	42	m	2	Deckenbeleuchtung und Leseleuchten im Cockpit
	T	42	m	3	Beleuchtung der System Engineer Panels
	T	42	m	4	Spotlights für System Engineer Panels
	T	42	m	5	Beleuchtung der unteren Instrument Panels, des Control Pedestal und der Consoles
	T	42	m	6	Beleuchtung der oberen Instrument Panels
	T	42	m	7	Interne Instrumentenbeleuchtung für die Instrumente der UA- und UP-Panels
	T	42	m	8	Interne Instrumentenbeleuchtung für die Instrumente der unteren Instrument Panels
	T	42	m	9	Beleuchtung der Audio Control Panels und der Oxygen Regulators
	T	42	m	10	Beleuchtung des IIS und Autopilot
	T	42	m	11	Beleuchtung der RADAR-, ADF- und VOR-Geräte
	T	42	m	11/1	Beleuchtung der HF-Geräte
	T	42	m	12	Dimming Relays
	T	42	m	13	Beleuchtung der Kabine
	T	4.2	m	14	Cabin Attendant Panels US 1 und US 2
	T	42 1	n	15	Beleuchtung und Anzeige der Toiletten
	T	42 r	n	16	Beleuchtung des Durchganges und der hydr. Stiege
	T	42 r	n	17	Beleuchtung des Kabinenbodens und Leselampen
	Τ.	42 r	n	18	Beleuchtung des Kabinenbodens (Floor Maintenance Lights)
1	T .	42 n	n	19	Warn- und Ankündigungssystem für Passagiere
1	T A	42 n	1	20	Rufsystem für Cabin Attendant und Captain
1	r	42 n	1	20/1	Beleuchtung der Küche
ſ		42 n	1	21	Beleuchtung der Frachträume
f	r z	42 m	1	22	Navigation Lights
ŗ	P 2	42 m	1	23	Wing Tip Navigation Lights

T 42 m 1

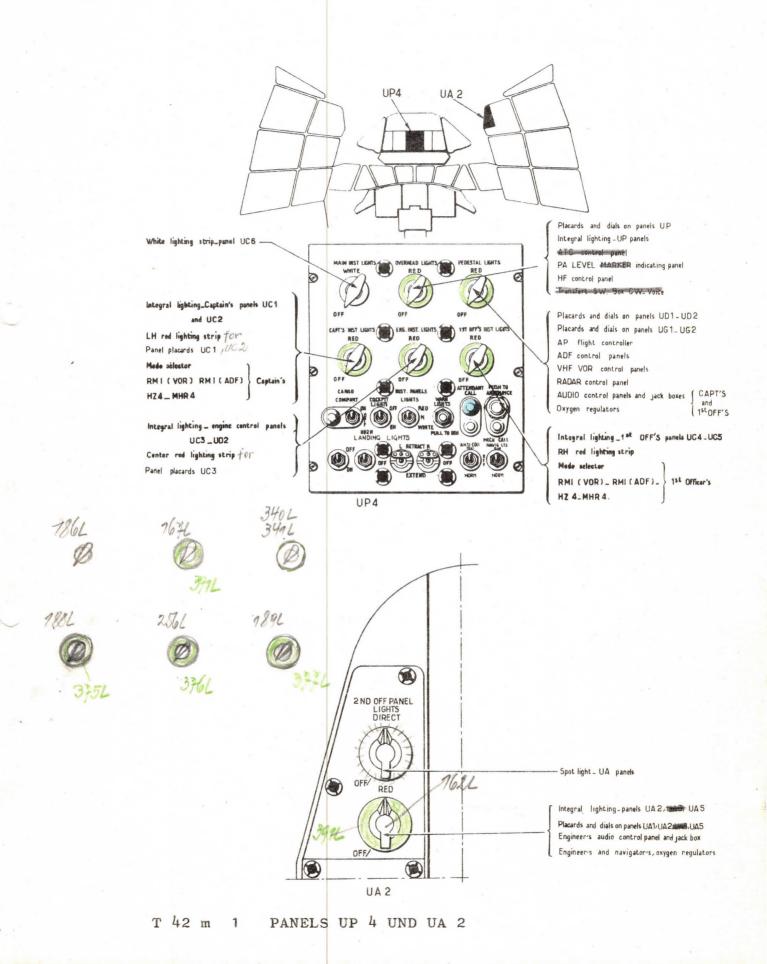


TECHNICAL SCHOOL NOTES

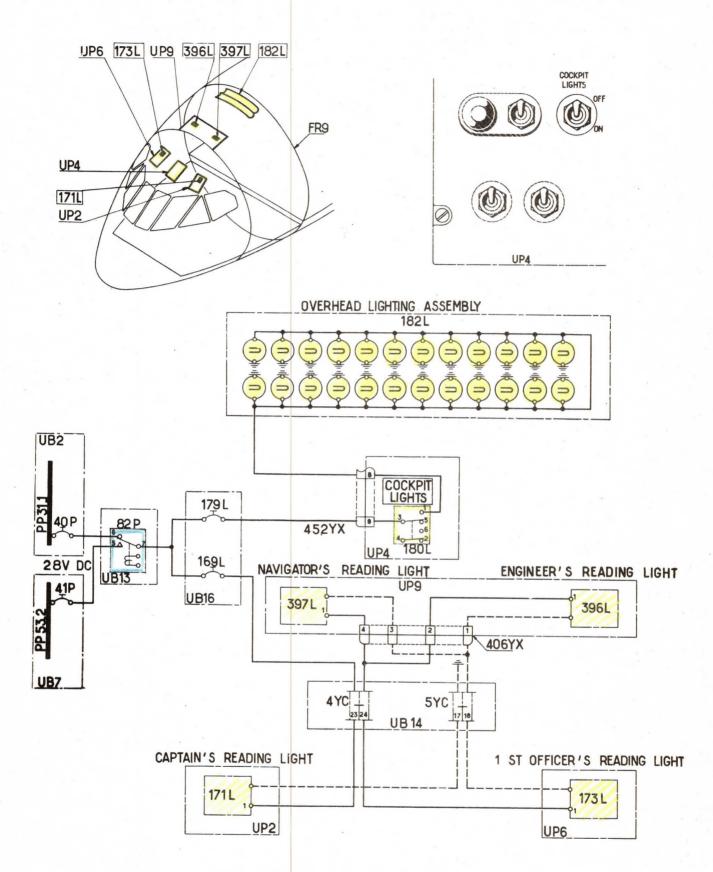
T 4	.2 m	24	Navigation Lights - Rumpfende
T 4	.2 m	25	Anti Collision Lights - Schaltbild
T 4	2 m	26	Anti Collision Lights
T 4	2 m	27	Landing Lights und Taxi Lights - Schaltbild
T 4	2 m	28	Landing Lights und Taxi Lights
T 4	2 m	29	Flutlicht für Haupttragflächen und Triebwerk- Lufteinlaß, Beleuchtung des Bugfahrwerkschachtes
T 4	2 m	30	Emergency Lighting System

T 42 m 2

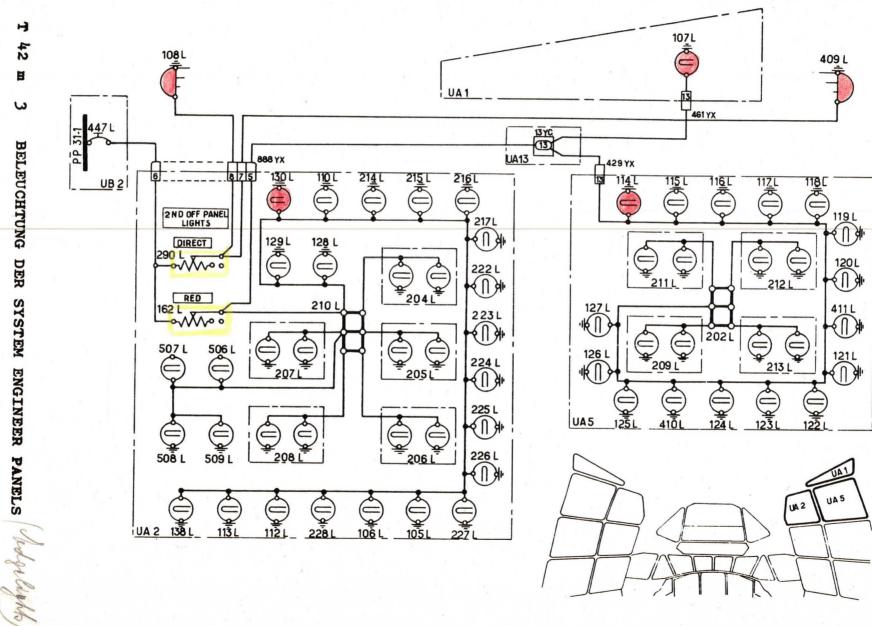
,JJA



AUA



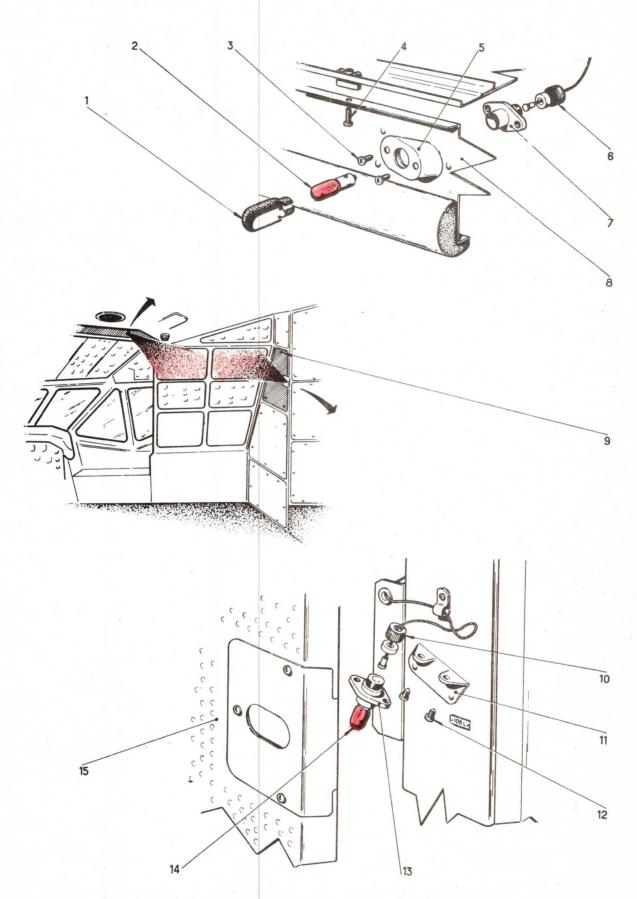
T 42 m 2 BELEUCHTUNG DES COCKPIT



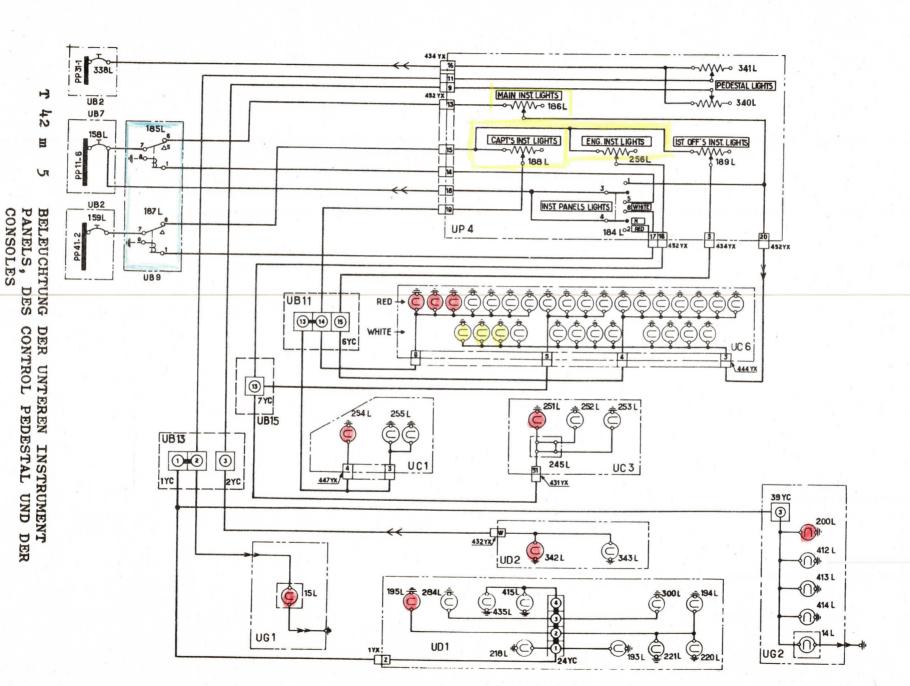
SYSTEM ENGINEER

NUR ZUR SCHULUNG

AUA

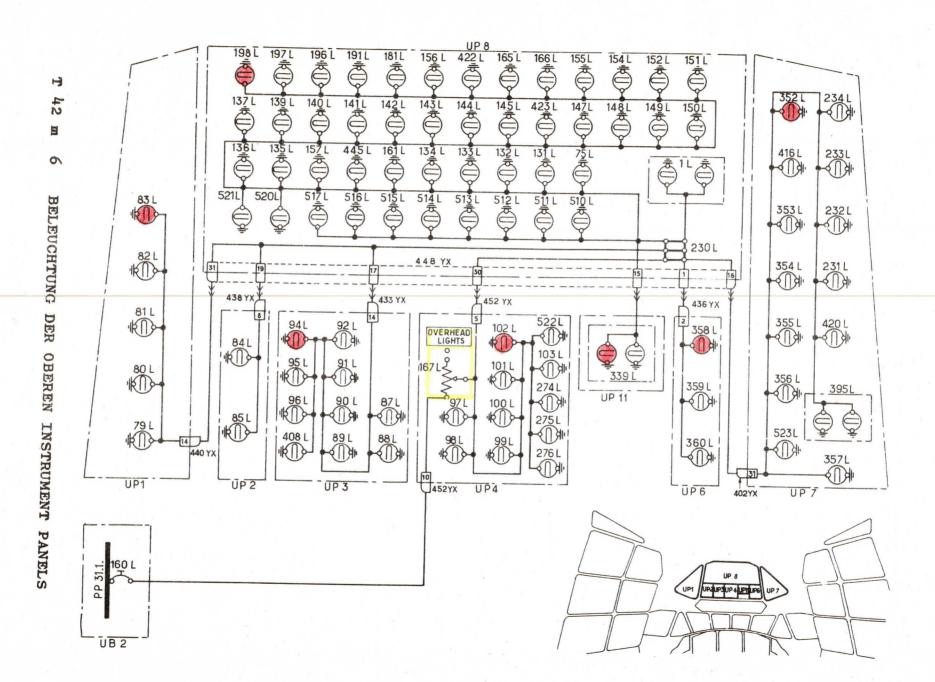


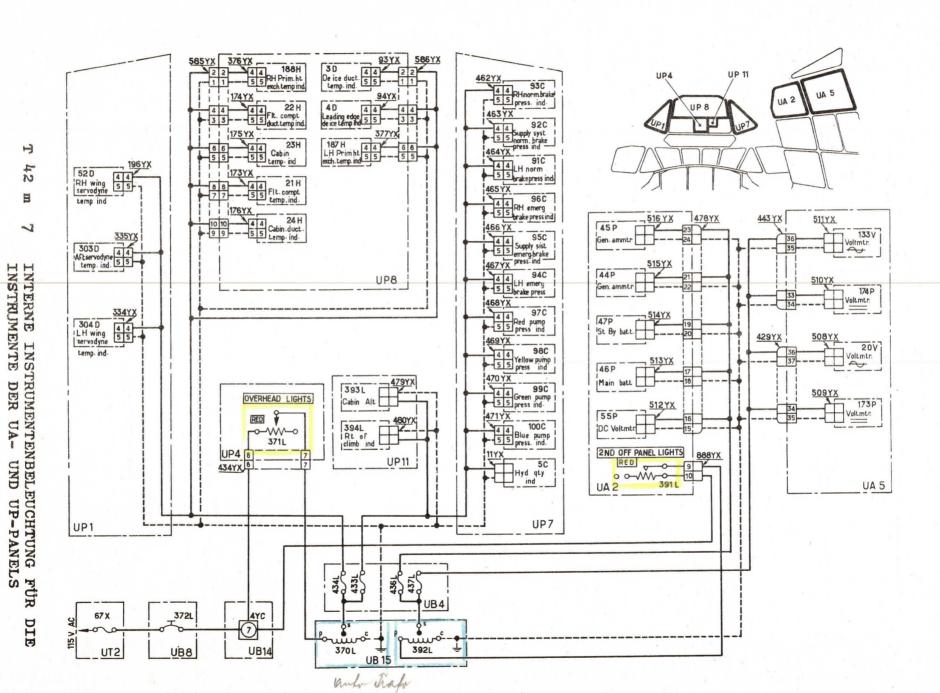
T 42 m 4 SPOTLIGHTS FÜR SYSTEM ENGINEER PANELS



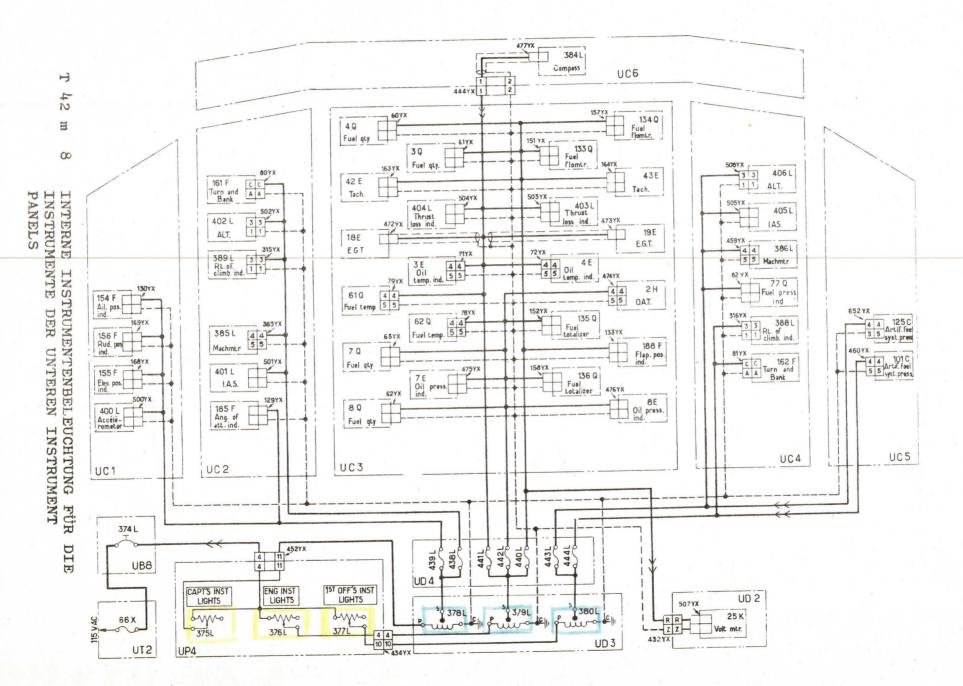


LO_A

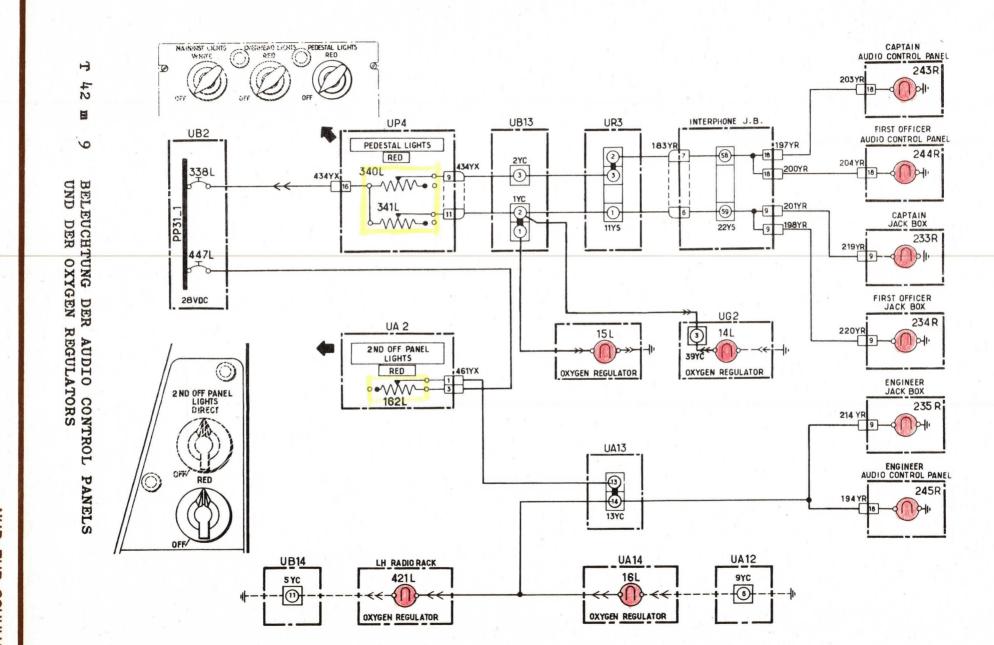




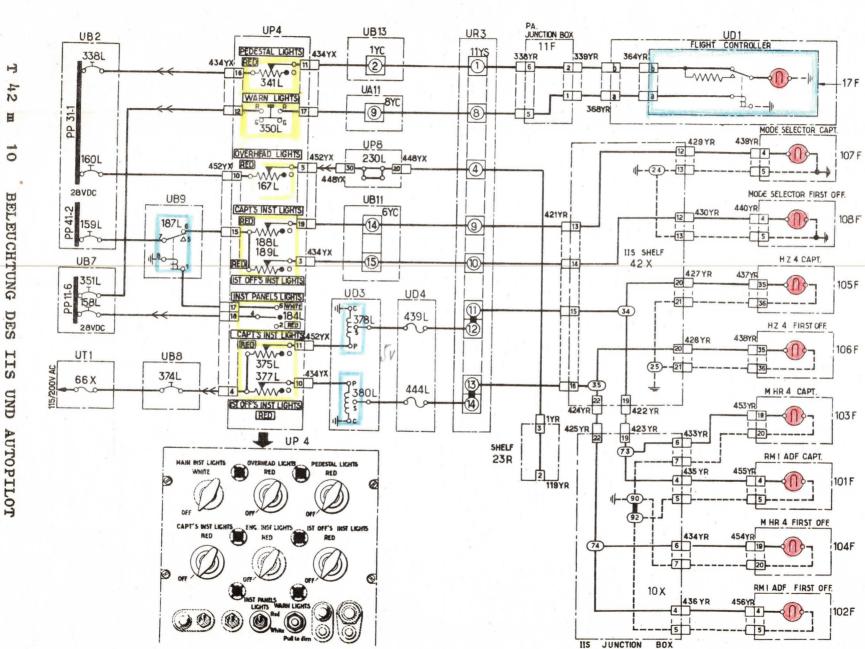






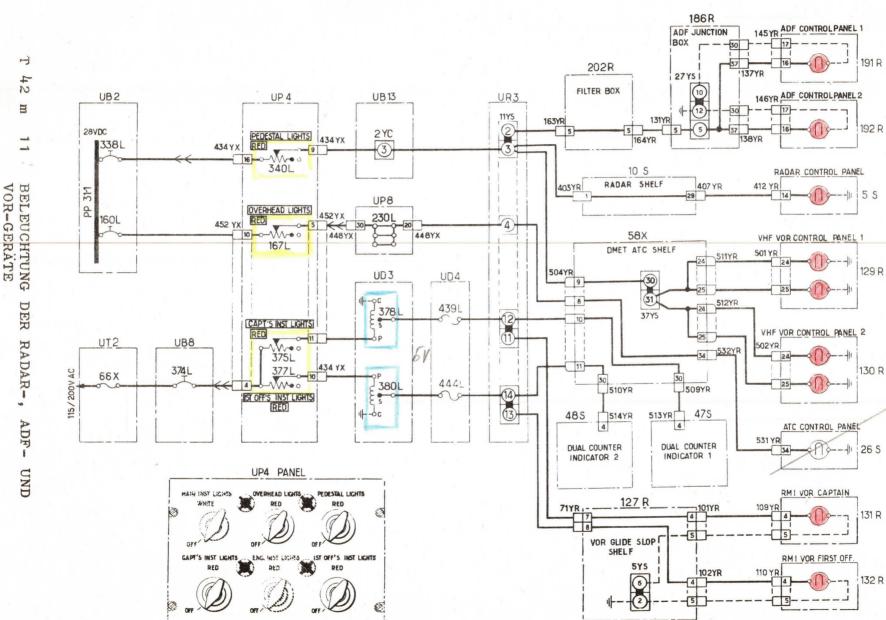


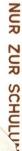










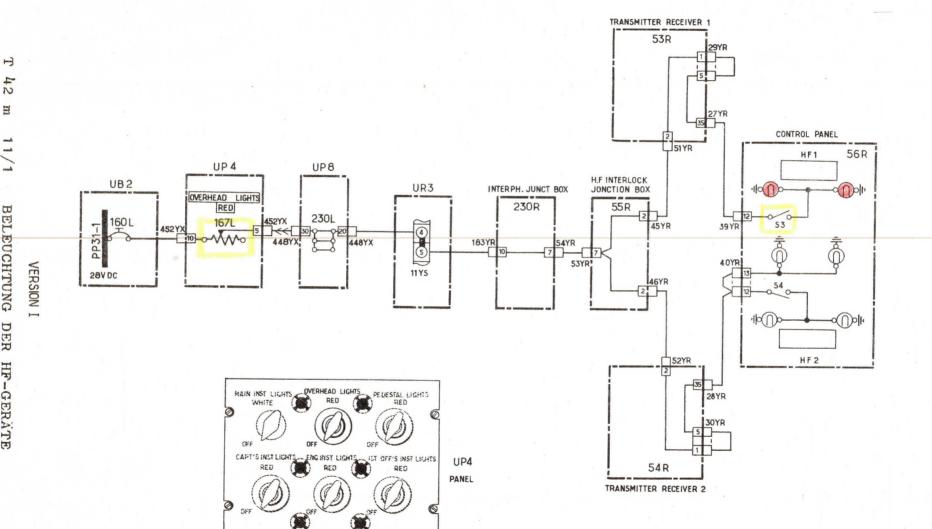


Ħ

BELEUCHTUNG

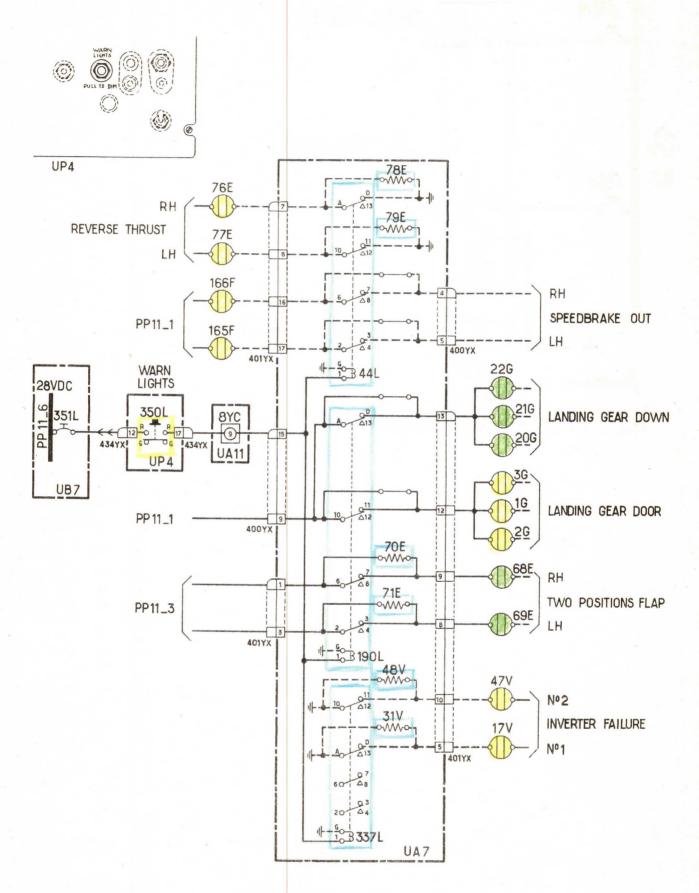
DER

HF-GERÄTE







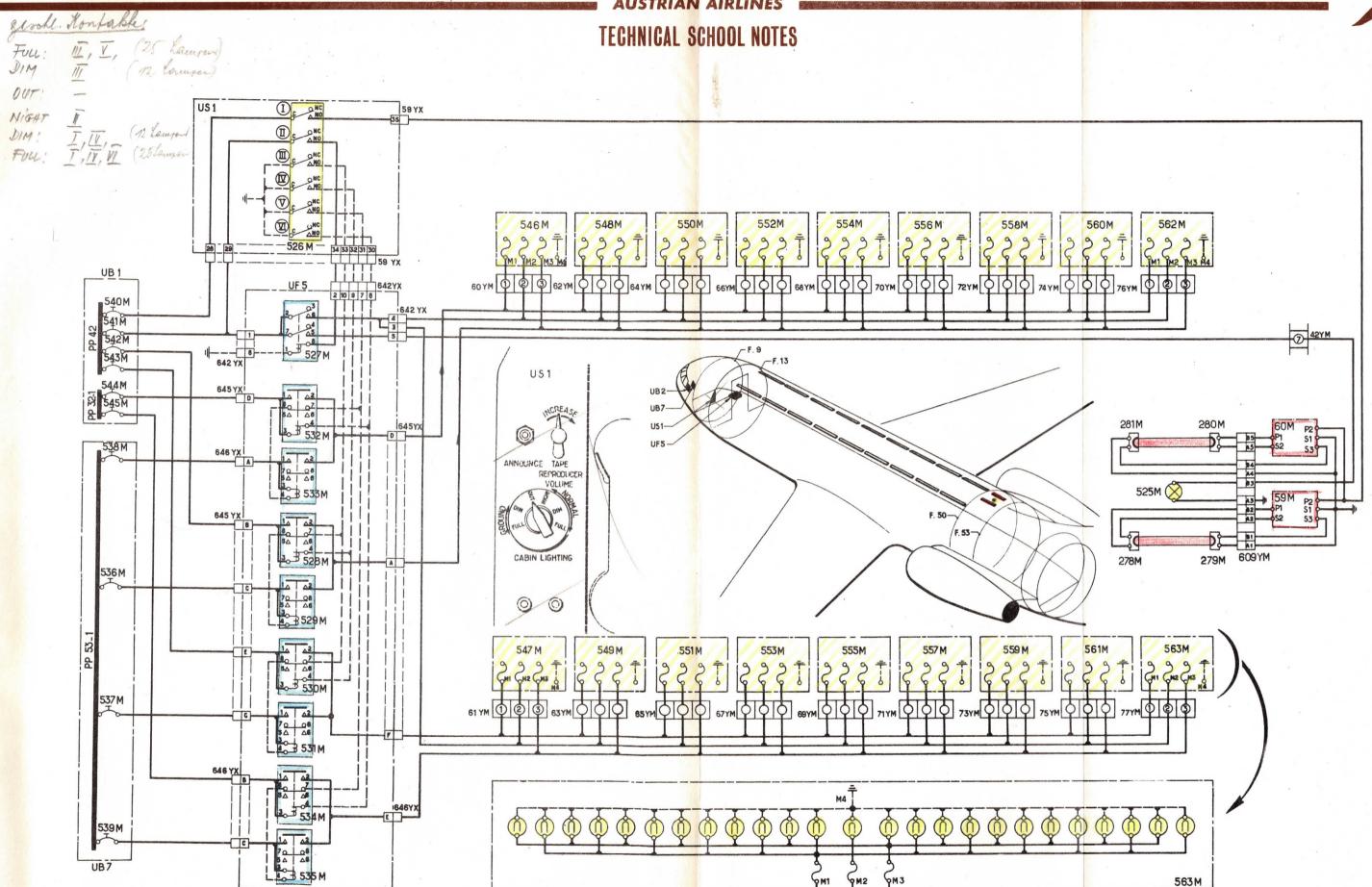


T 42 m 12 DIMMING RELAYS

Nem 1 = 33 oder mehr abgeorhælet

BOULDHOOD BUT DING

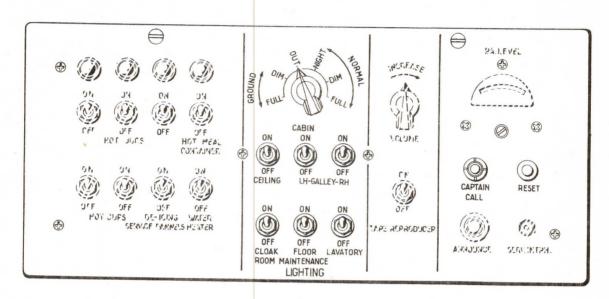




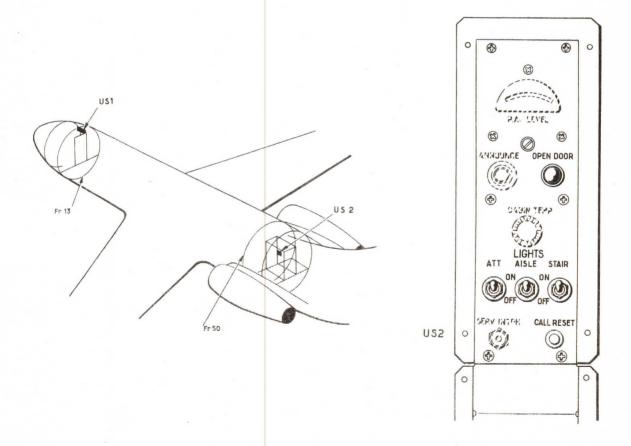
T 42 m 13 BELEUCHTUNG DER KABINE



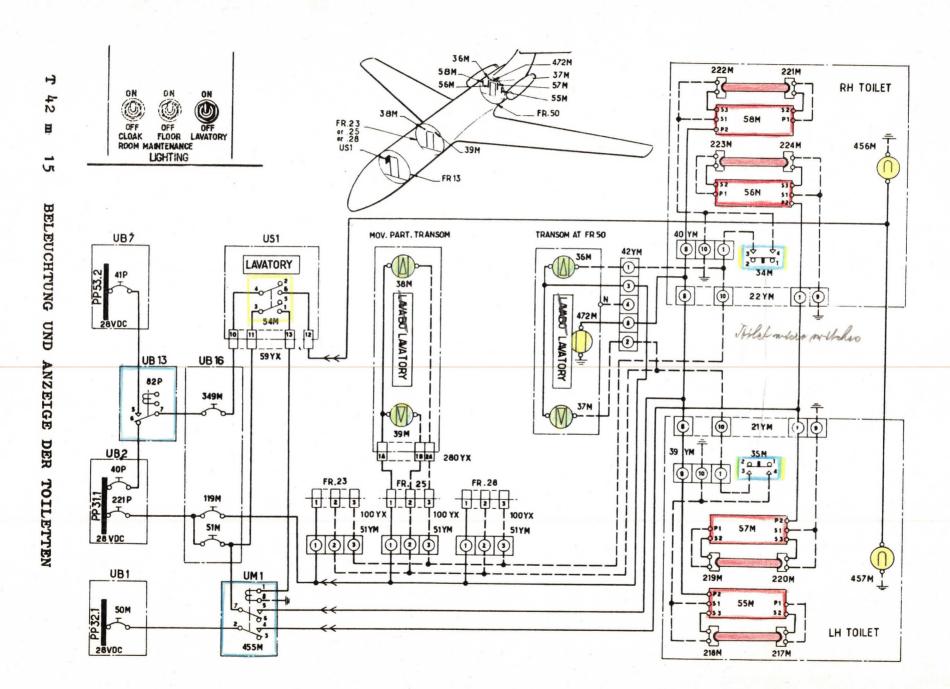
TECHNICAL SCHOOL NOTES

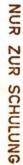


US1



T 42 m 14 CABIN ATTENDANT PANELS US 1 UND US 2





3

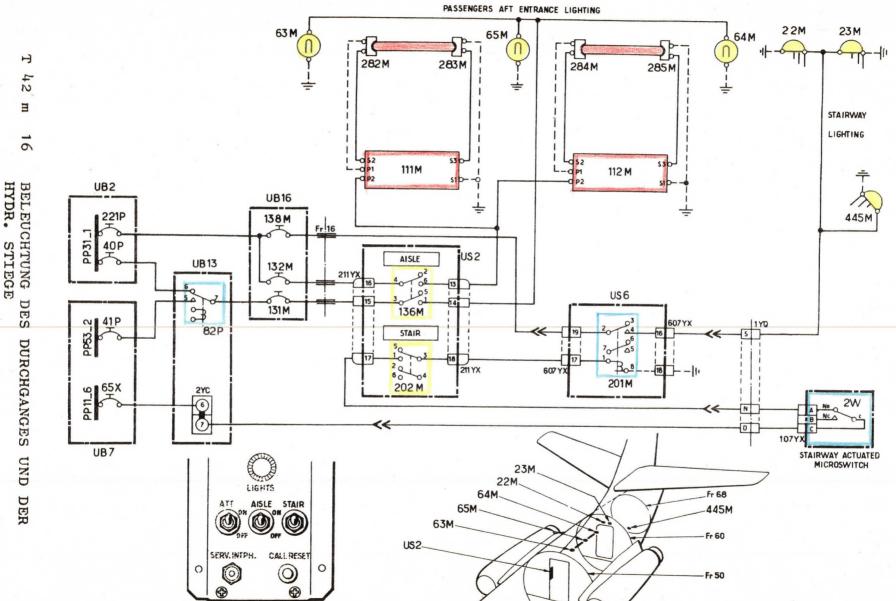
DES

DURCHGANGES

UND

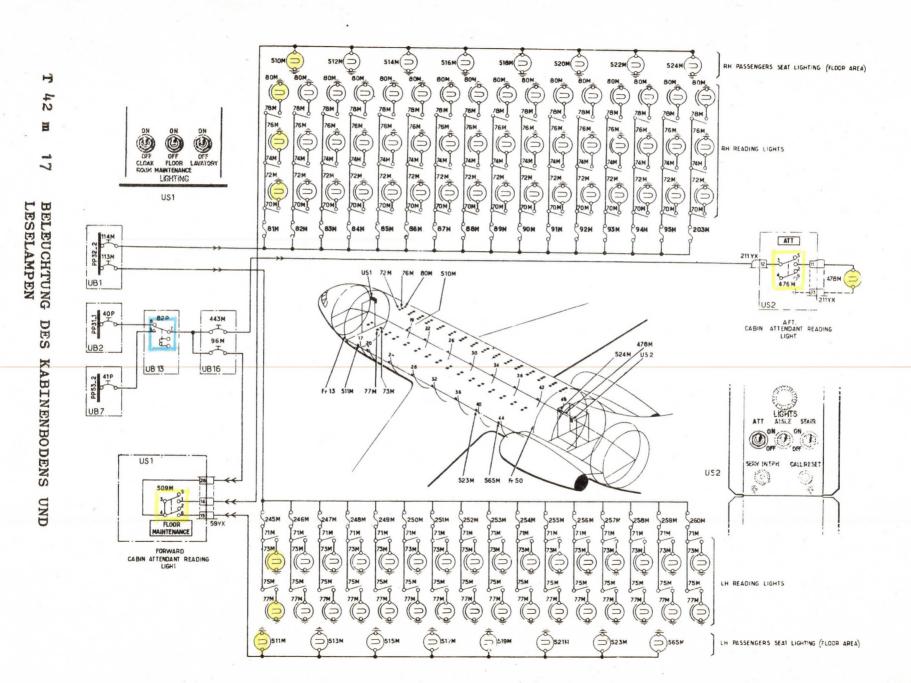
DER

US2



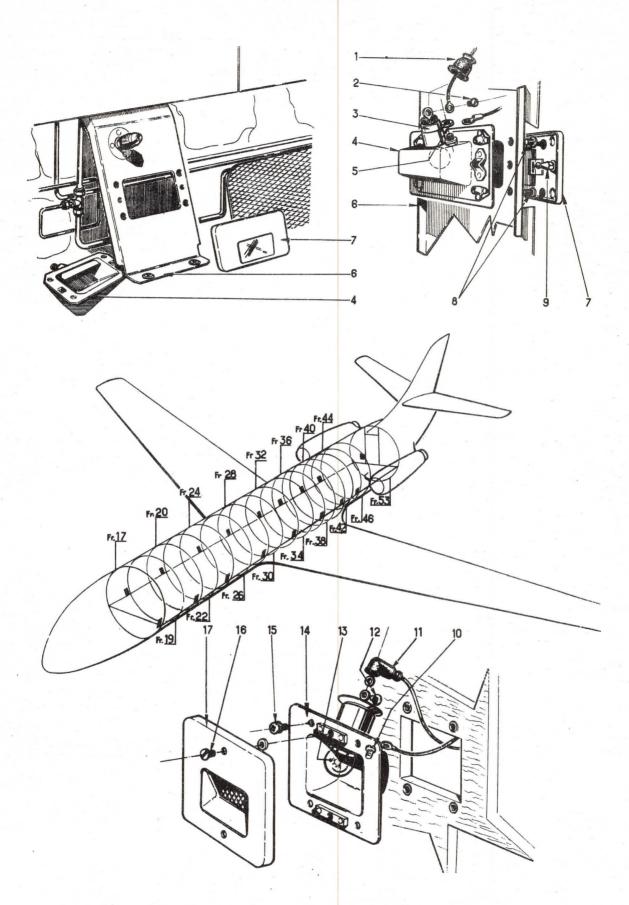


TECHNICAL SCHOOL NOTES

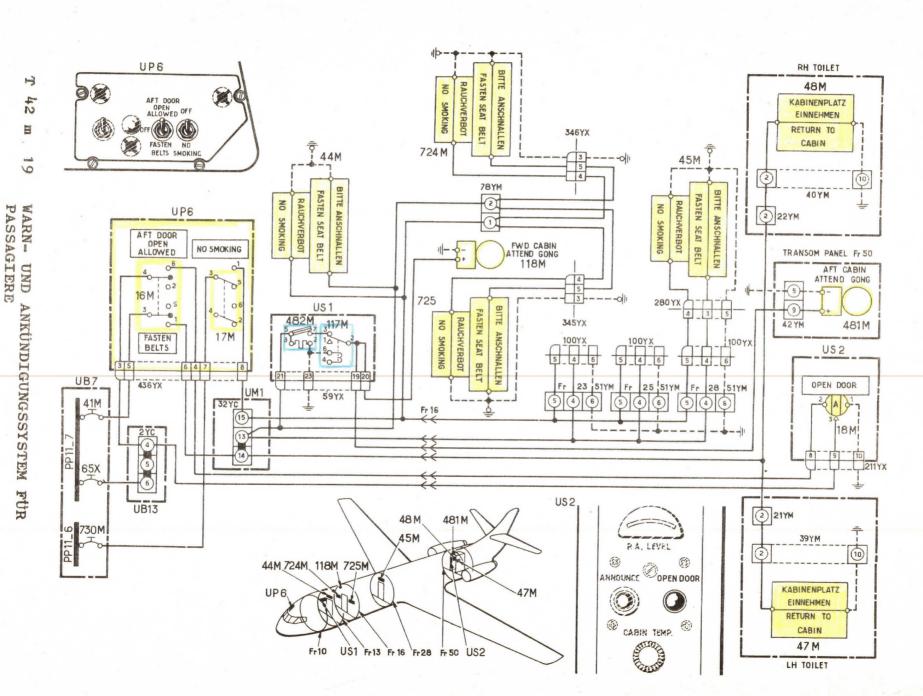


N U R ZUR SCHULUNG

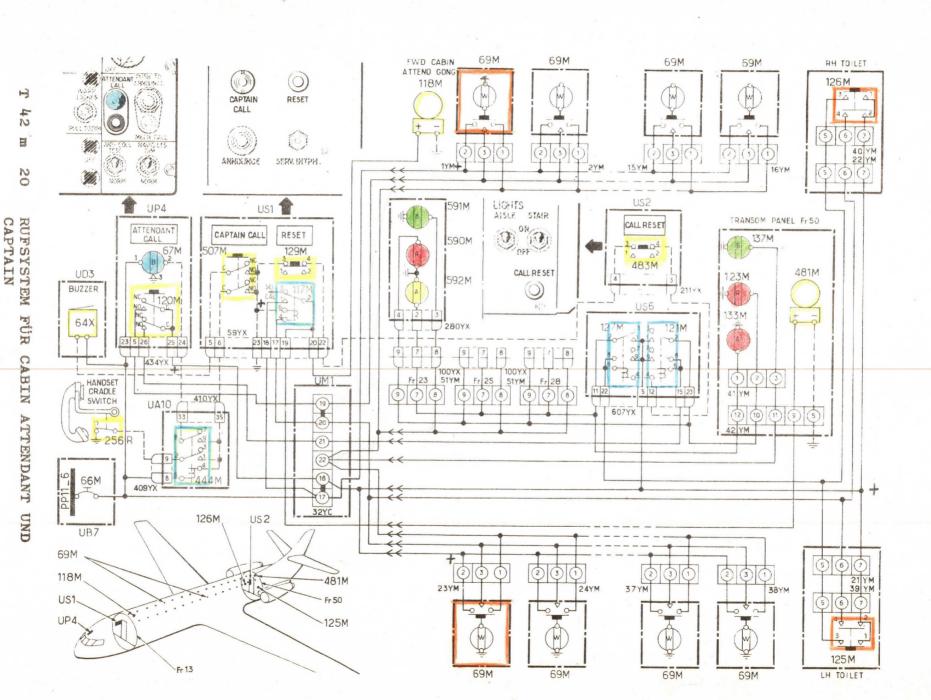
JUA

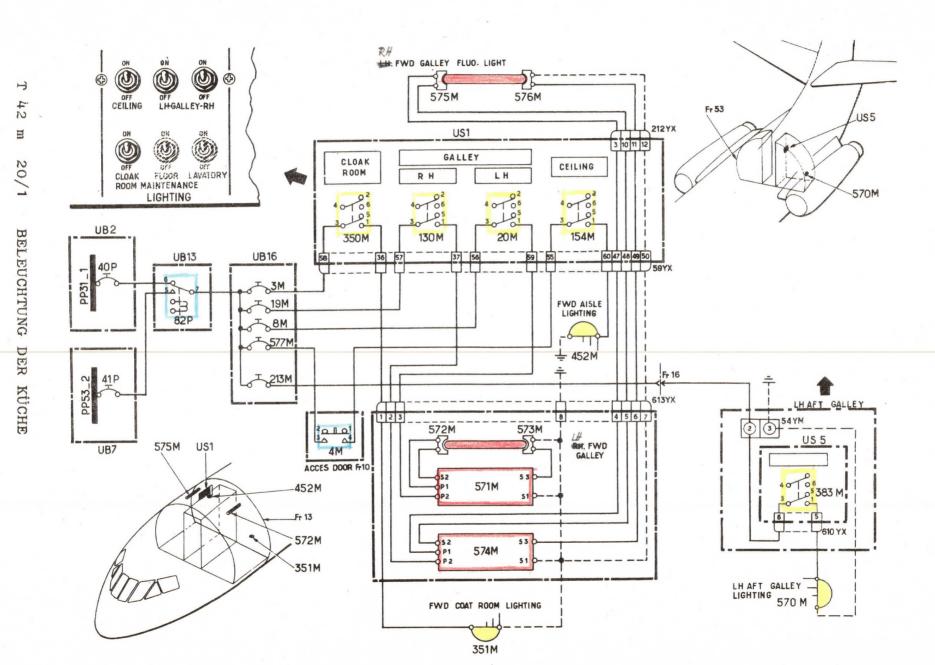


T 42 m 18 BELEUCHTUNG DES KABINENBODENS (FLOOR MAINTENANCE LIGHTS)



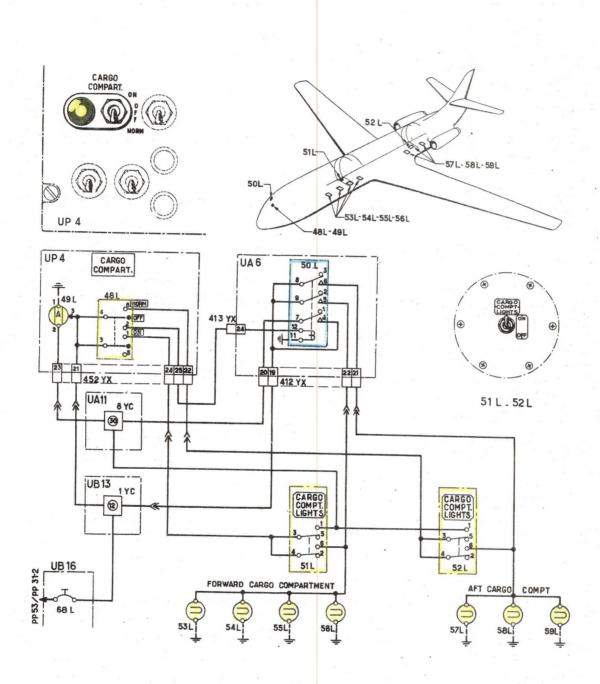






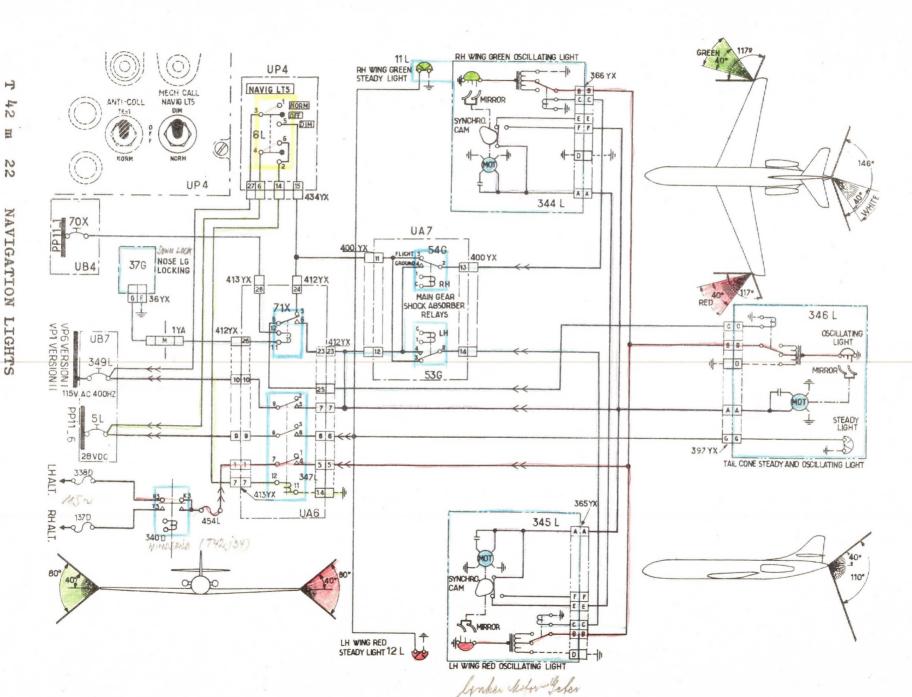


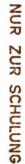




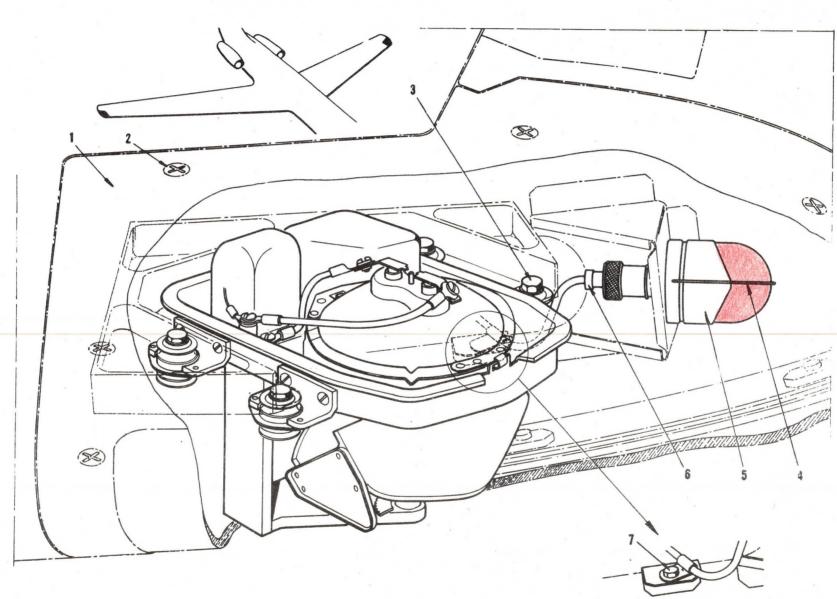
T 42 m 21 BELEUCHTUNG DER FRACHTRÄUME









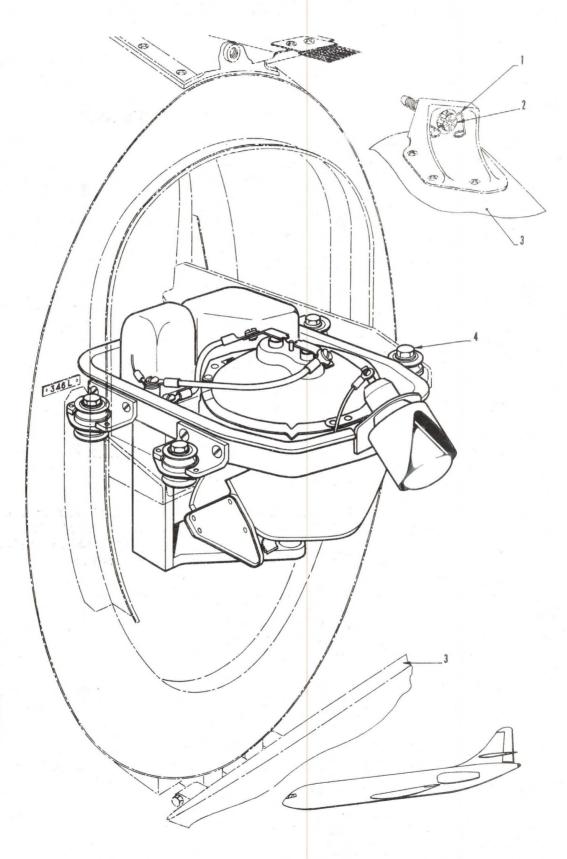


42 m 23 WING TIP NAVIGATION LIGHTS

H

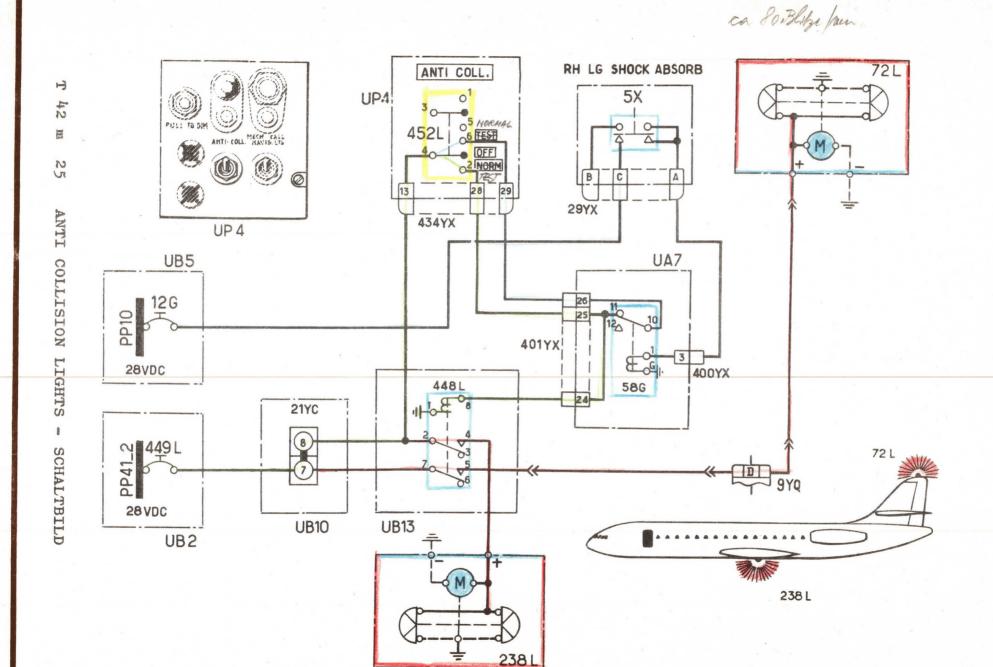






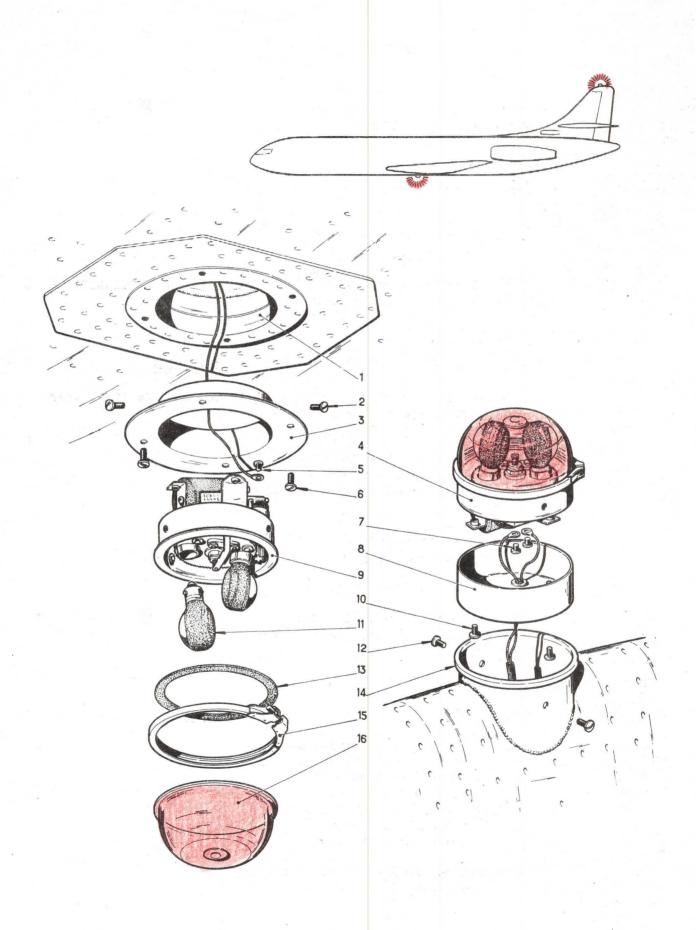
T 42 m 24 NAVIGATION LIGHTS - RUMPFENDE



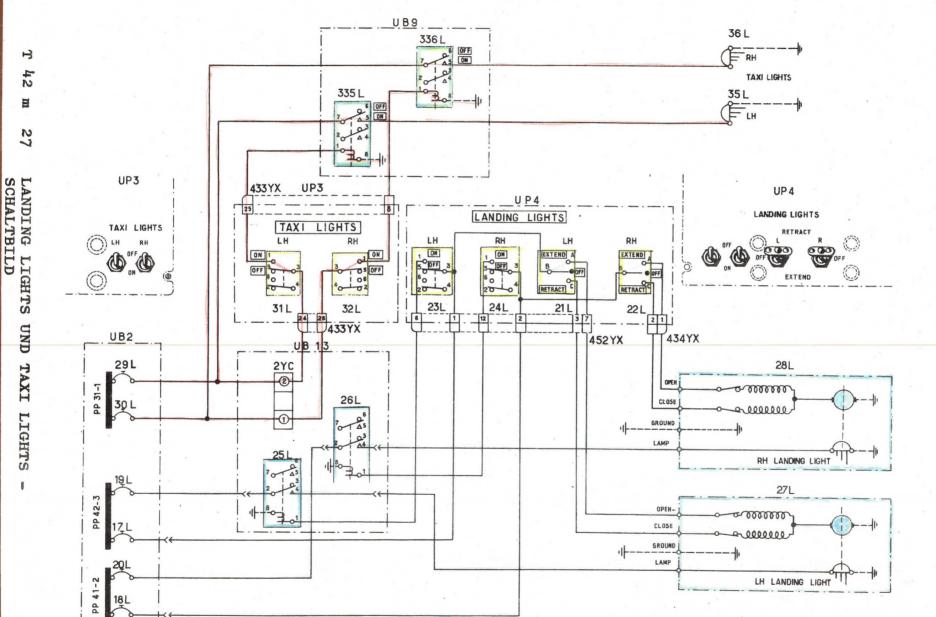




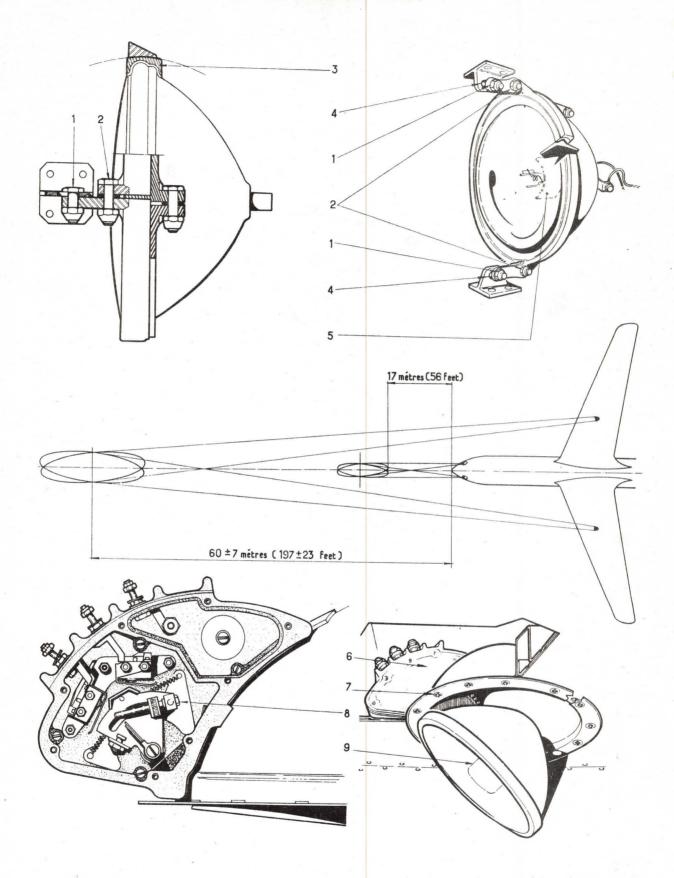




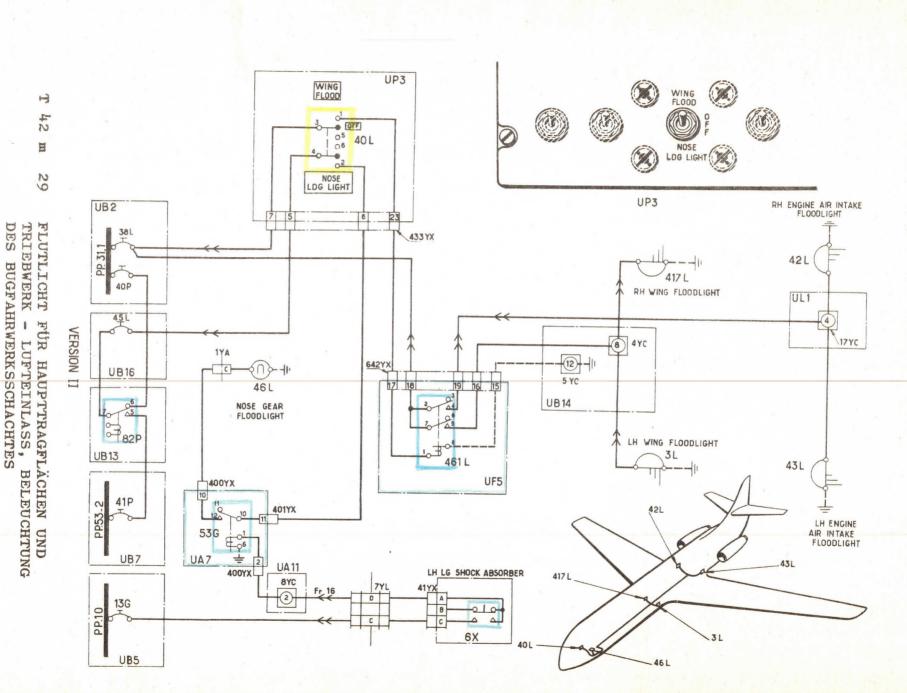
T 42 m 26 ANTI COLLISION LIGHTS







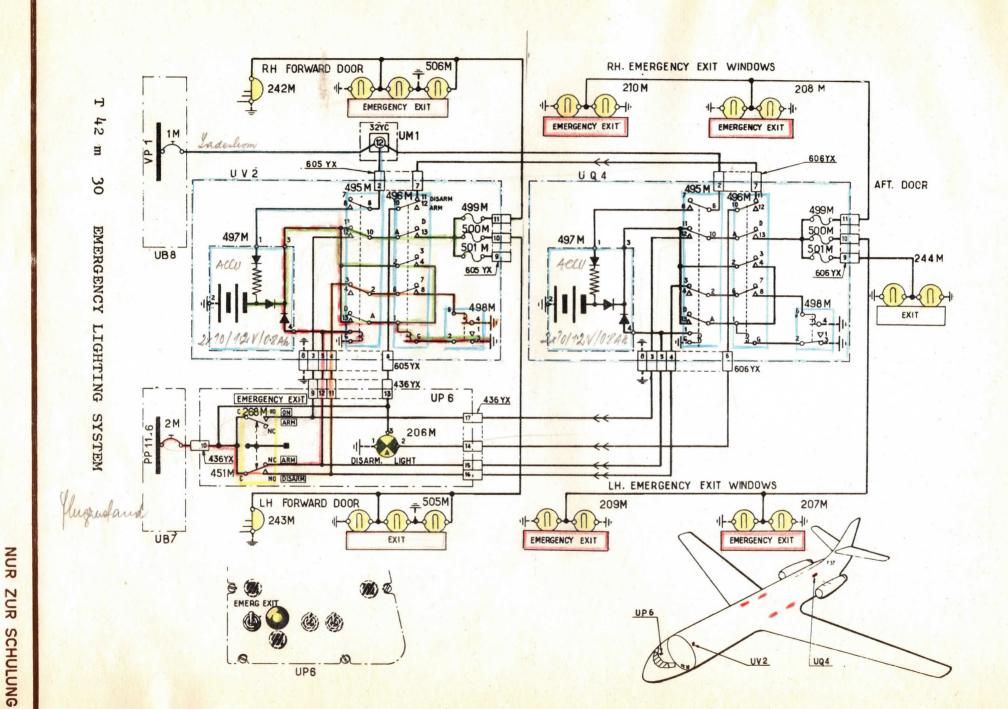
T 42 m 28 LANDING LIGHTS UND TAXI LIGHTS



NUR

ZUR

SCHULUNG





AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

NAVIGATION

(S.E. 210, ATA-Ref. 34)

T 42 n

Bearbeitet:

Pöttinger

Ausgabe:

2/1/63



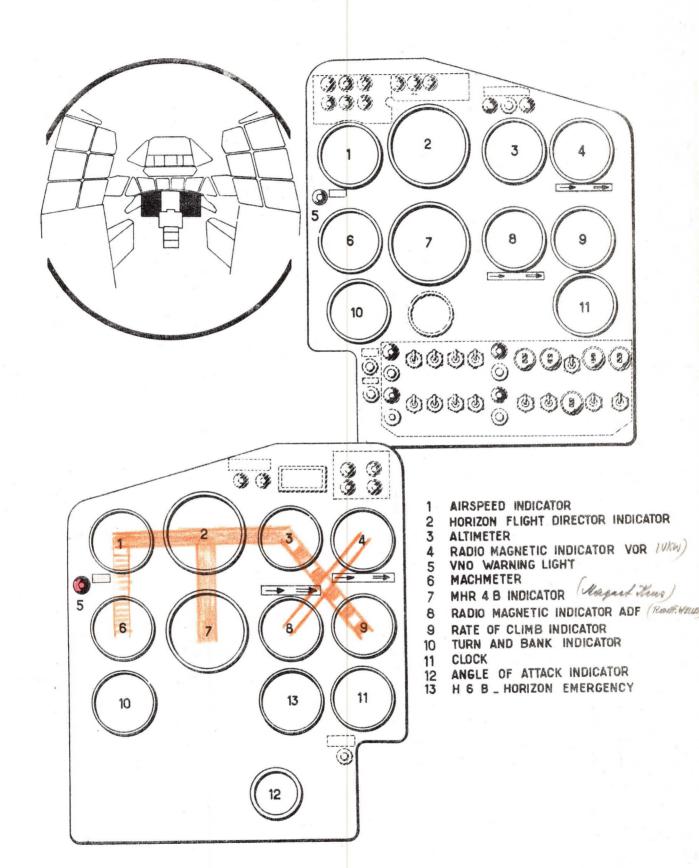
NAVIGATION

(ATA-Ref. 34)

Abbildungsverzeichnis

T	42	n	1	Navigation-Instrumentation für Captain und First
				Officer auf den Panels UC 2 und UC 4
T	42	n	2	Pitot und Static System
T	42			Schaltung des Pitot-Systems
			4	Fahrtmesser
		n	4/1	Fahrtmesseranzeige
		n	4/2	Höhenmesseranzeige
				Machmeter
T	4.2	n	6	Audio Machmeter
T	42	n	7	Variometer
			8	
				Gyro Data System
				Anordnung der Bauteile des Gyro Data Systems
T	42	n	11	Three Axis Data Generator (TADG)
				Flux Valve
\mathbf{T}	42	n	15	Rate Switching Gyroscope
			19	Horizon Flight Director Indicator, HZ 4
			24	Master Heading Indicator, R 4
			26	Radio Magnetic Indicator
T	42	n	27	Blockbild der Radionavigation
			28	Wendezeiger
\mathbf{T}	42	n	29	Definition des Angle of Attack (Anstellwinkel)
T	42	n	30	Airstream Direction Detector
T	42	n	31	Schaltbild des Angle of Attack Indicator

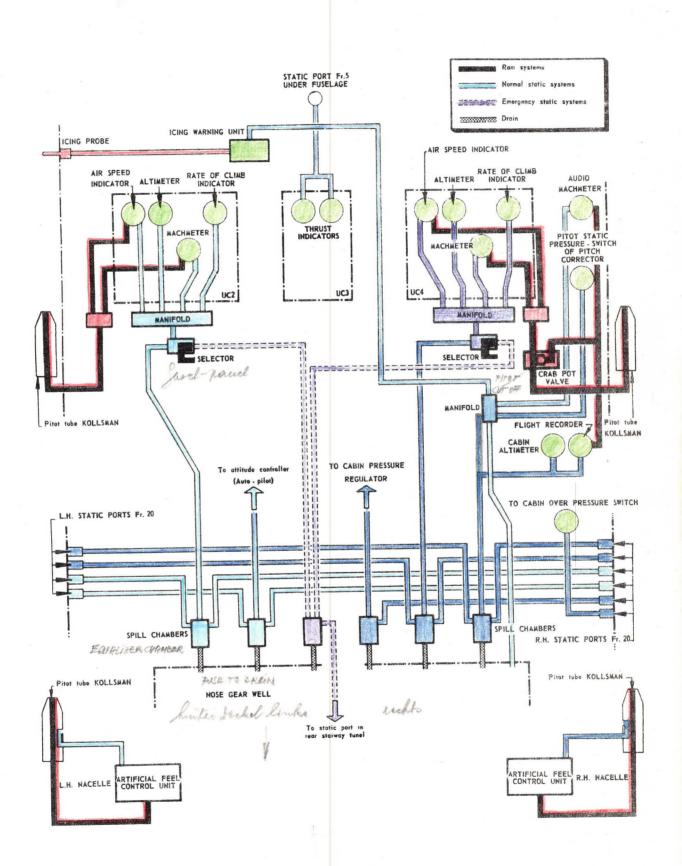




T 42 n 1 NAVIGATION-INSTRUMENTATION FÜR CAPTAIN UND FIRST OFFICER AUF DEN PANELS UC 2 UND UC 4

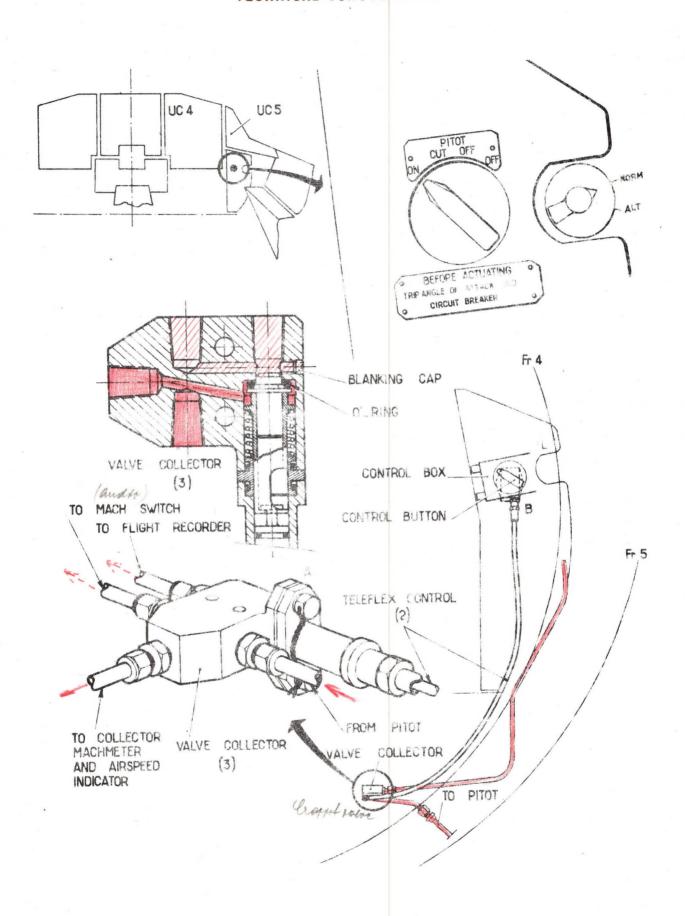


3/8" ~ your 6



T 42 n 2 PITOT UND STATIC SYSTEM

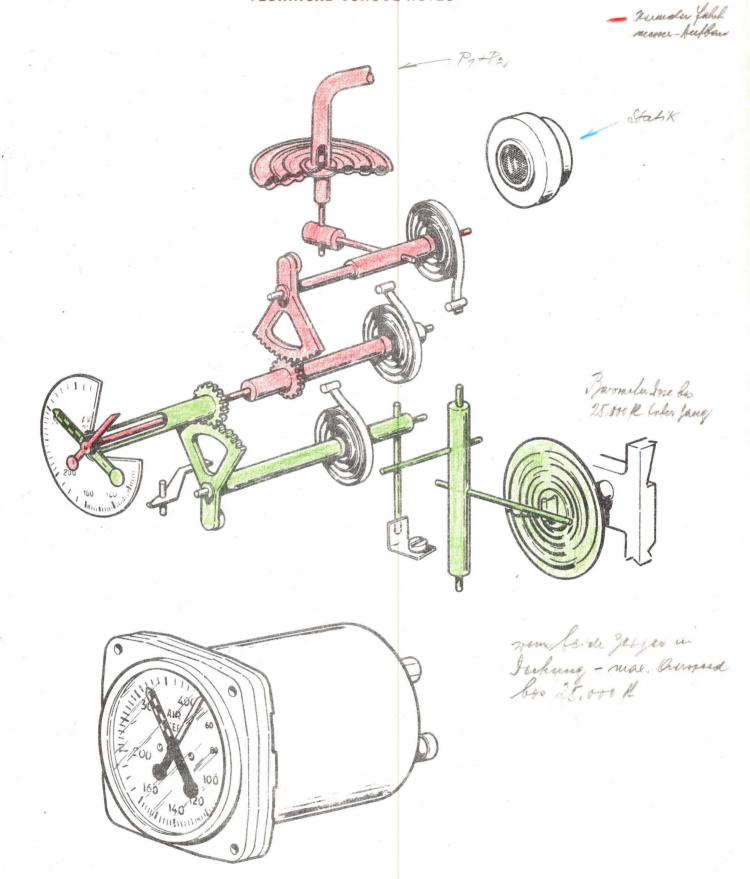
AUA



T 42 n 3 SCHALTUNG DES PITOT-SYSTEMS

AUA

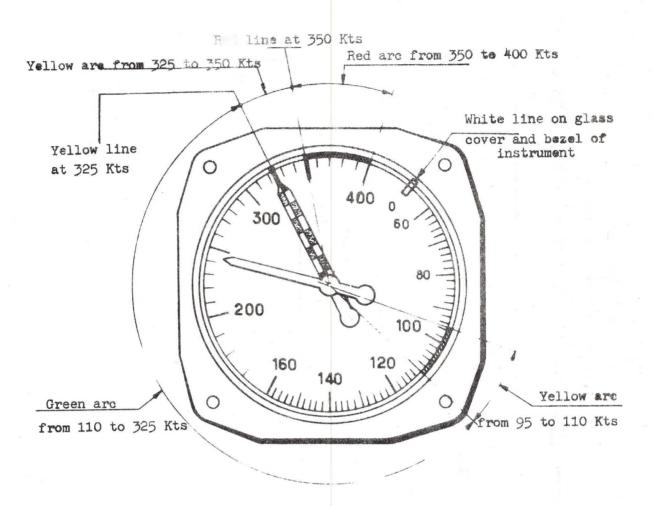
TECHNICAL SCHOOL NOTES



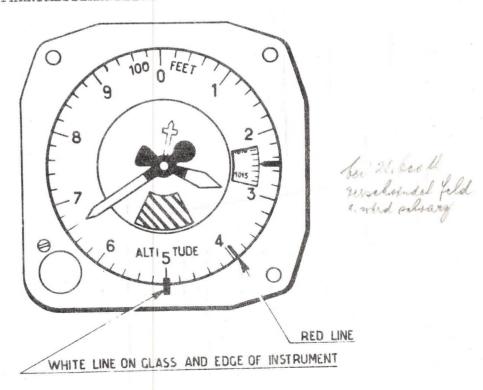
T 42 n 4 FAHRTMESSER pull mach nher Scherheitsgrung



TECHNICAL SCHOOL NOTES

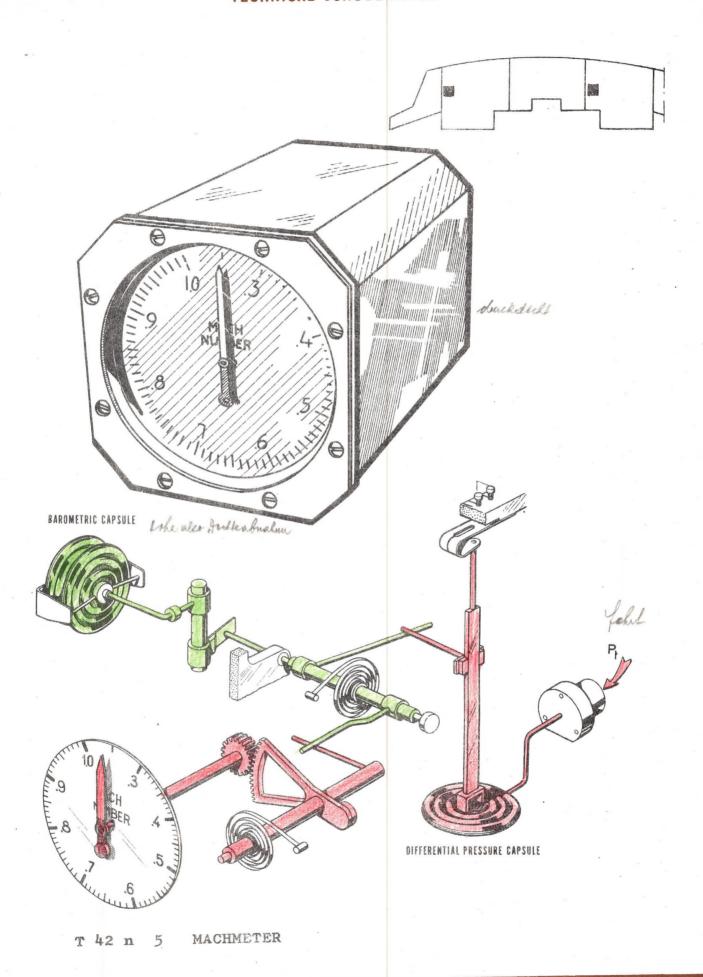


T 42 n 4/1 FAHRTMESSERANZEIGE

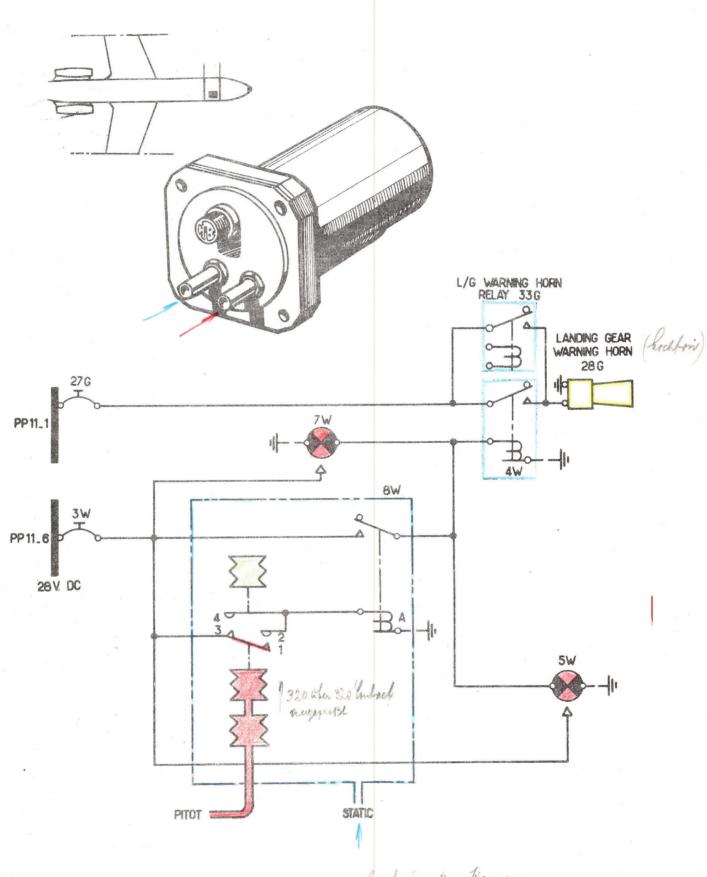


T 42 n 4/2 HÖHENMESSERANZEIGE

, UA



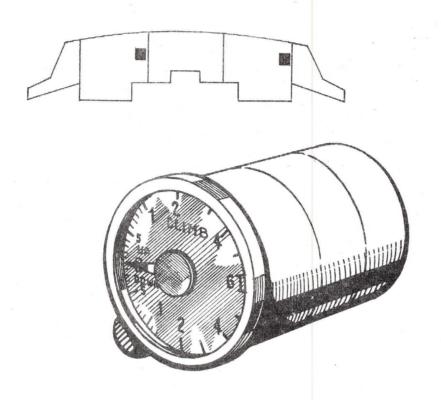


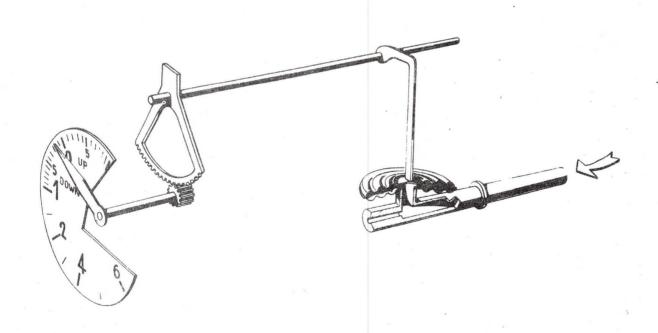


T 42 n 6 AUDIO MACHMETER

floriday by Maruly

LUA



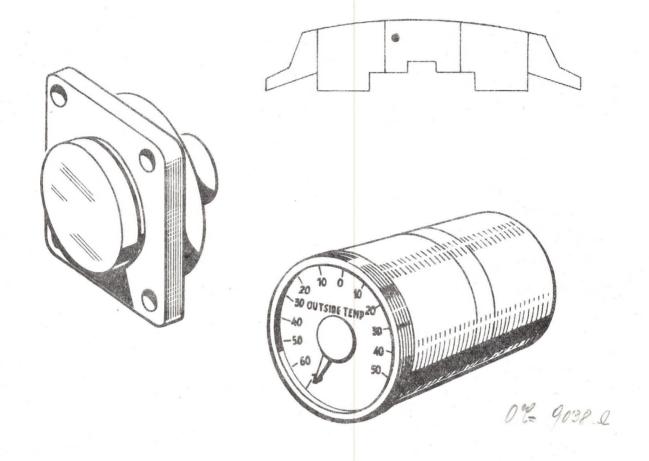


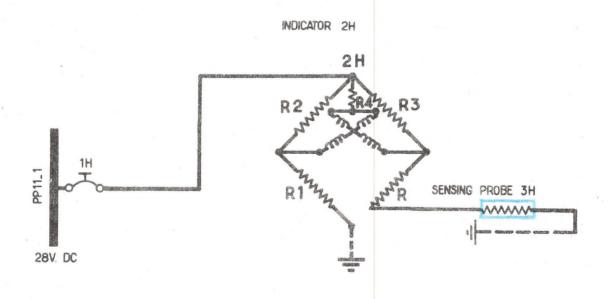
T 42 n 7 VARIOMETER



TECHNICAL SCHOOL NOTES

John in orber Hobe als



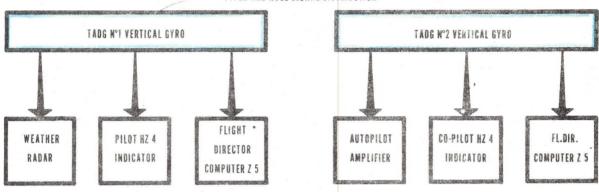


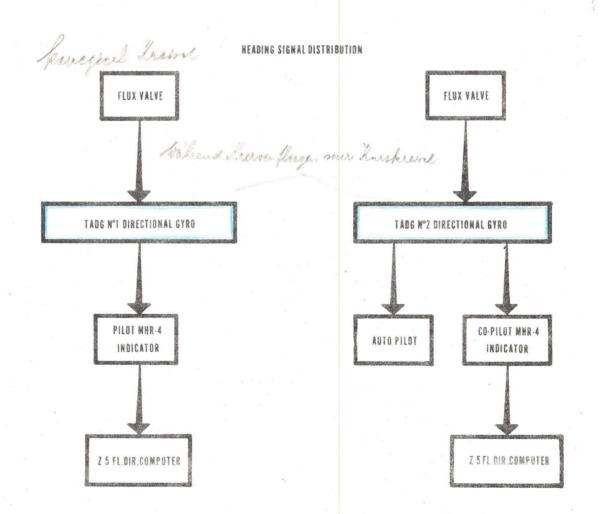
T 42 n 8 ANZEIGESYSTEM FÜR AUSSENLUFTTEMPERATUR



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Krimfoffercond-Krepal
PITCH AND ROLL SIGNAL DISTRIBUTION





T 42 n 9 GYRO DATA SYSTEM

1

10

ANORDNUNG SYSTEMS

DER BAUTEILE

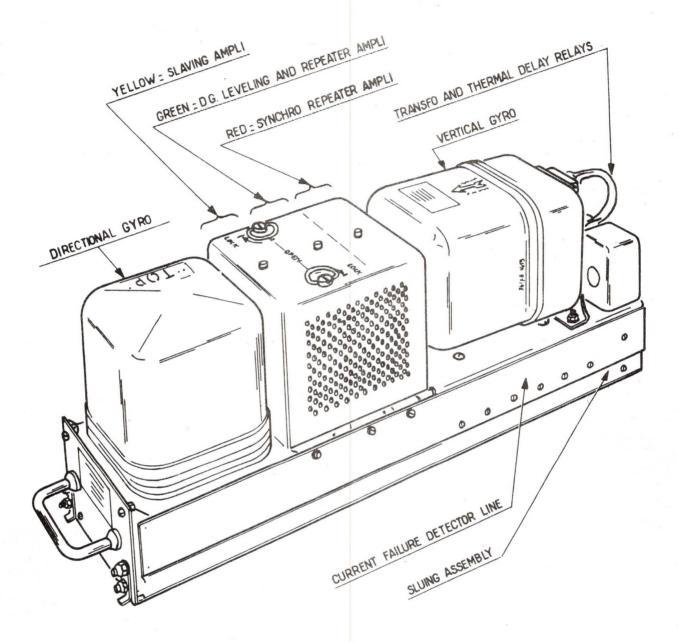
DES

GYRO

DATA

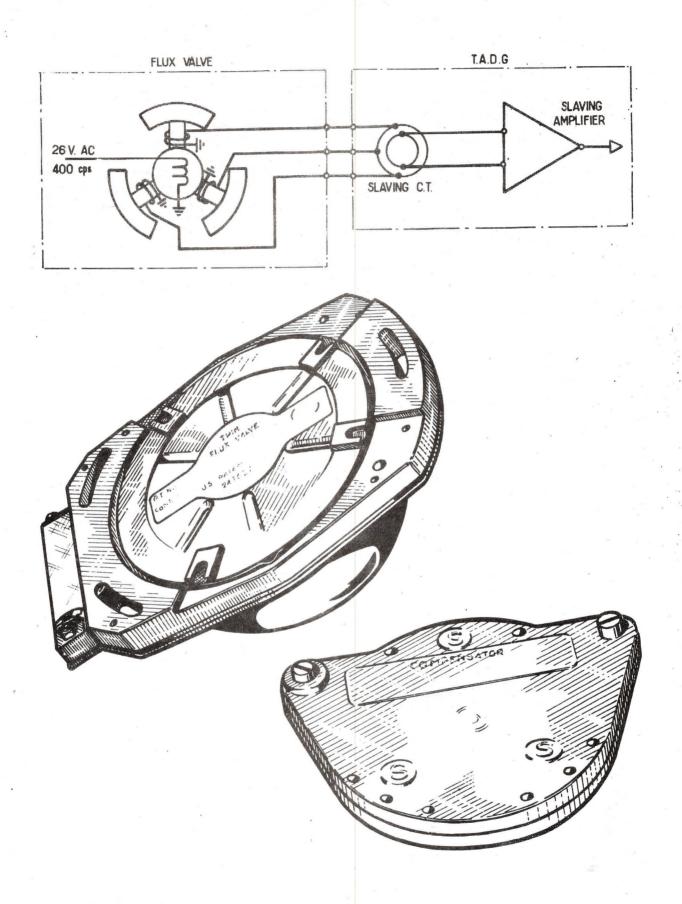




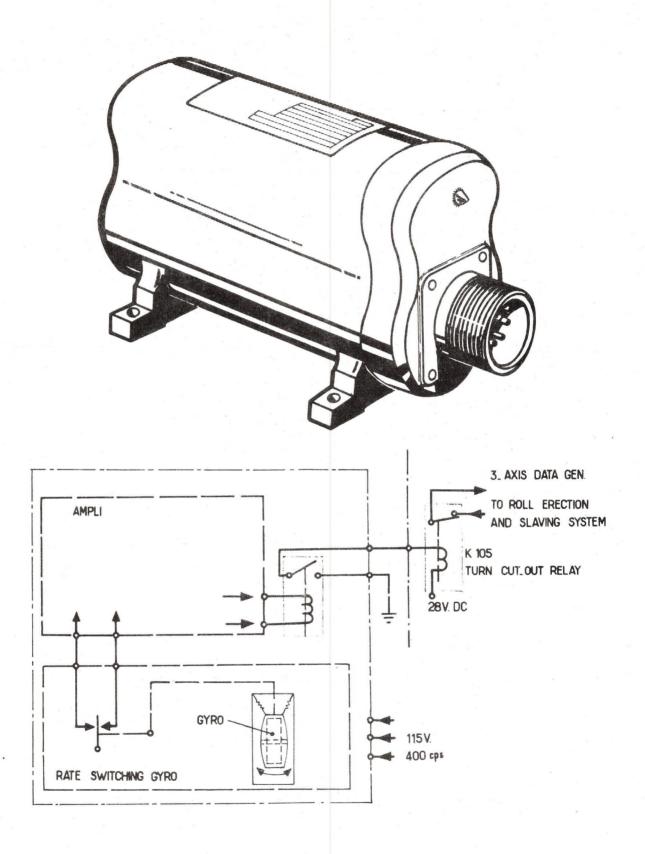


T 42 n 11 THREE AXIS DATA GENERATOR (TADG)



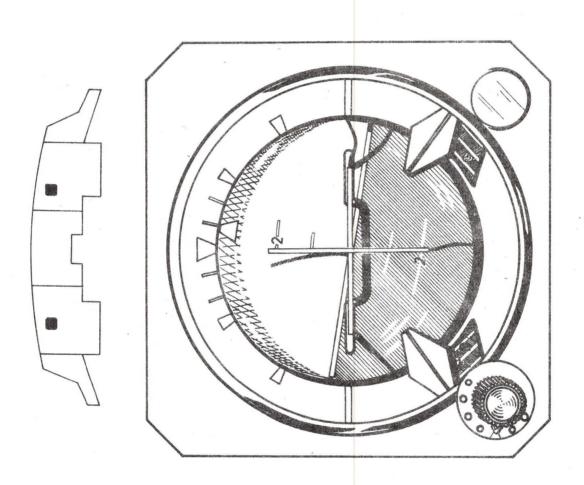


T 42 n 14 FLUX VALVE



T 42 n 15 RATE SWITCHING GYROSCOPE

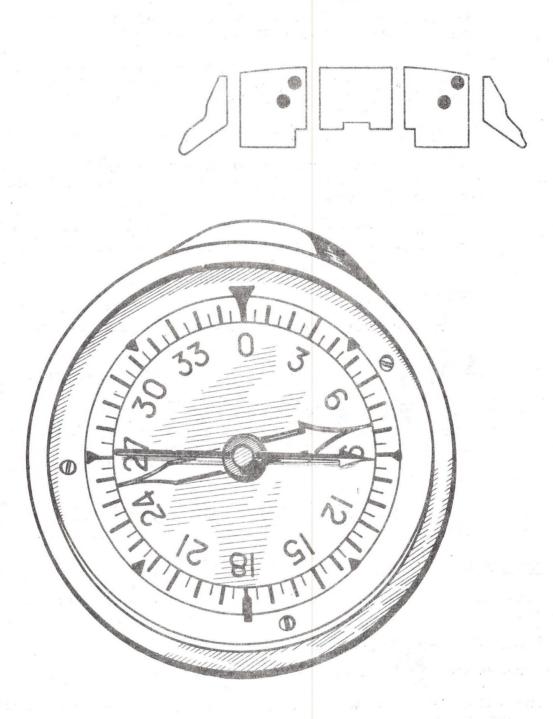




T 42 n 19 HORIZON FLIGHT DIRECTOR INDICATOR, HZ 4



,.UA



T 42 n 26 RADIO MAGNETIC INDICATOR

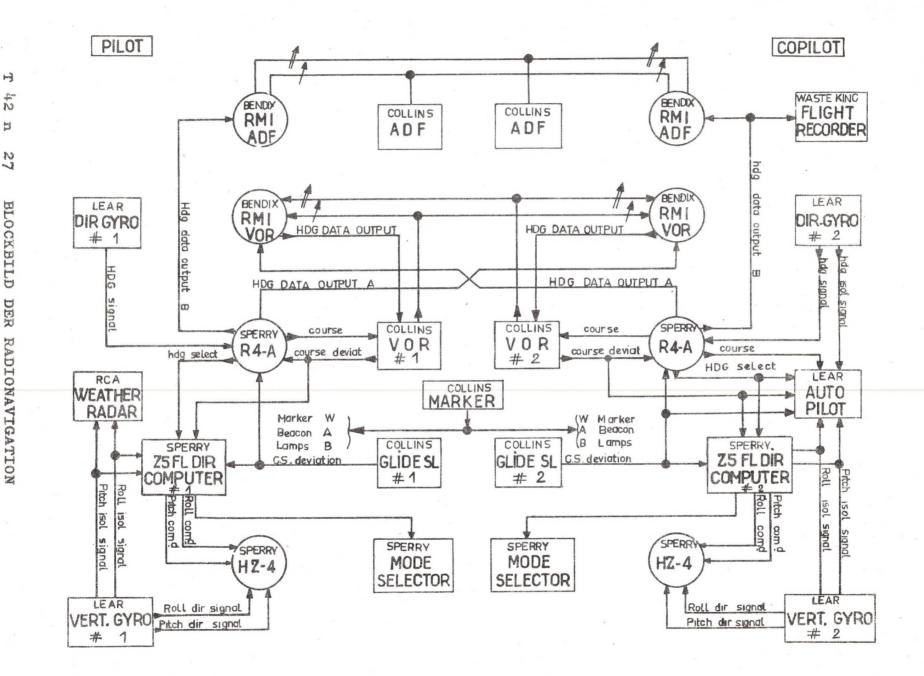
1 なか

5

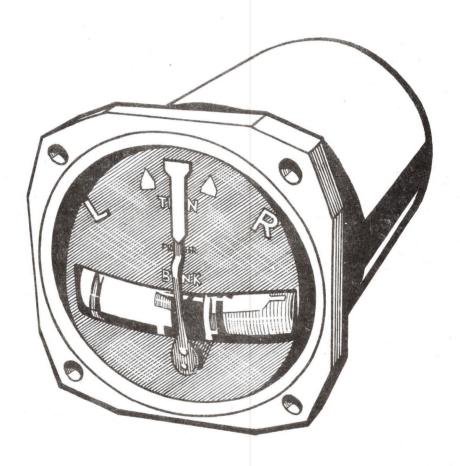
27

BLOCKBILD

DER







T 42 n 28 WENDEZEIGER

H 42 Ħ

29

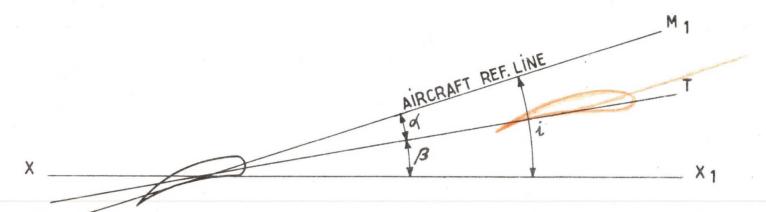
(ANSTELLWINKEL)

ANGLE OF

ATTACK

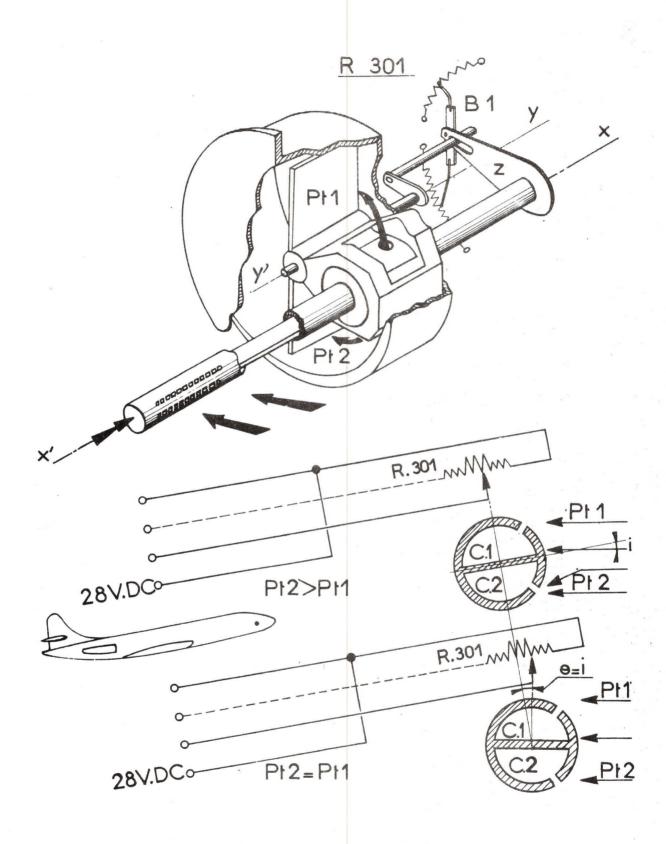
TECHNICAL SCHOOL NOTES



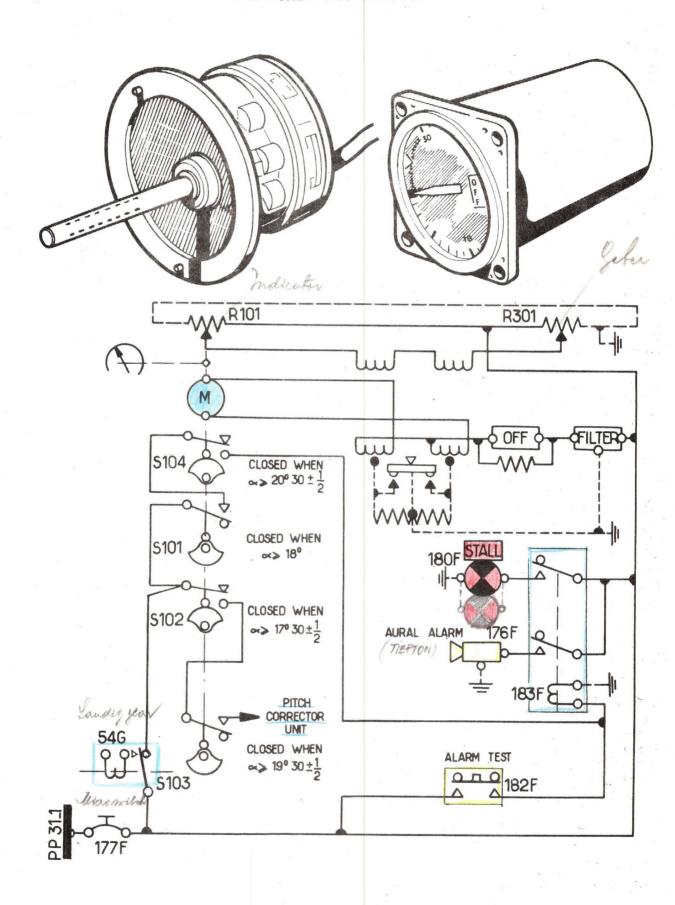


a : ANGLE OF ATTACK

3 = ANGLE BETWEEN FLIGHT AND HORIZONTAL L = PITCH ANGLE



T 42 n 30 AIRSTREAM DIRECTION DETECTOR



T 42 n 31 SCHALTBILD DES ANGLE OF ATTACK INDICATOR

AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

STRUCTURE - GENERAL

(S.E. 210, ATA-Ref. 53,54,55 u.57)

T 43 a

Bearbeitet:

Greda

Ausgabe:

2/1/63



STRUCTURE GENERAL

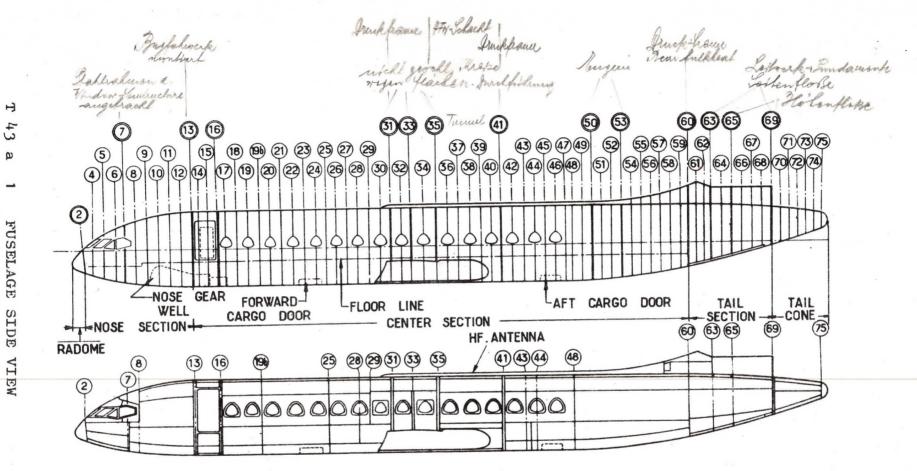
(ATA-Ref. 51,53,54,55 u. 57)

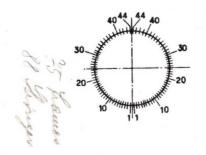
Abbildungsverzeichnis

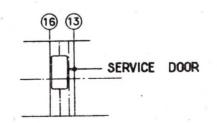
T	43	a	1	Fuselage side view
\mathbf{T}	43	a	2	Nose section structure
${f T}$	43	а	3	Fuselage center section between frame 19 and 30
\mathbf{T}	43	a	4	Fuselage center section between frame 30 and 48
\mathbf{T}	43	а	5	Fuselage center section between frame 48 and 63
\mathbf{T}	43	a	6	Fuselage tail section
\mathbf{T}	43	а	7	Radone/tail cone
\mathbf{T}	43	а	8	Cabin window structure
T	43	a	9	Nose gear wheel well
\mathbf{T}	43	a	10	Main gear wheel well
\mathbf{T}	43	a	11	Fuselage skin panels
\mathbf{T}	43	a	12	Fuselage-wing junction
\mathbf{T}	43	a	13	Wing schematic
\mathbf{T}	43	a	14	Wing cross section
T	43	a	15	Center spar box
T	43	а	16	Leading edge assembly
\mathbf{T}	43	a	17	Aft wing section
\mathbf{T}	43	а	18	Wing tip and wing fences
\mathbf{T}	43	a	19	Wing surface skin panels
\mathbf{T}	43	a	20	Center wing junction
\mathbf{T}	43	a	21	Wing to fuselage attachments
\mathbf{T}	43	a	22	Main landing gear attach fittings
\mathbf{T}	43	a	23	Aileron structure
T	43	a	24	Aileron hinge
\mathbf{T}	43	а	25	Flap structure



	T	43	a	26	Horizontal and vertical stabilizer schematic
	\mathbf{T}	43	a	27	Horizontal stabilizer
	\mathbf{T}	43	a	28	Horizontal stabilizer fittings
	T	43	a	29	Elevator structure
	T	43	a	30	Vertical stabilizer
	\mathbf{T}	43	а	31	Rudder structure
	\mathbf{T}	43	а	32	Nacelle assembly
	T	43	a	33	Nacelle structure
	T	43	a	34	Stub wing structure
	T	43	a	35	Stub wing access door
	\mathbf{T}	43	а	36	Nacelle removable elements
	\mathbf{T}	43	a	37	Nacelle access doors
	T	43	а	38	Nacelle attach fittings









43

N

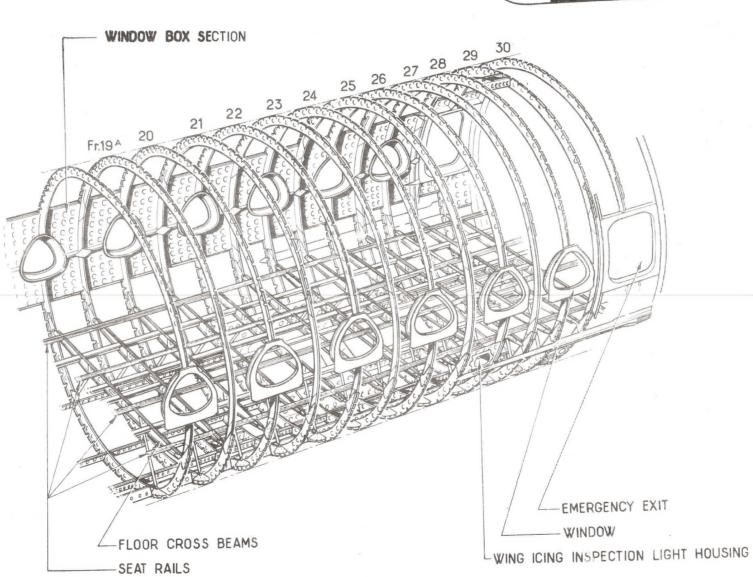
NOSE

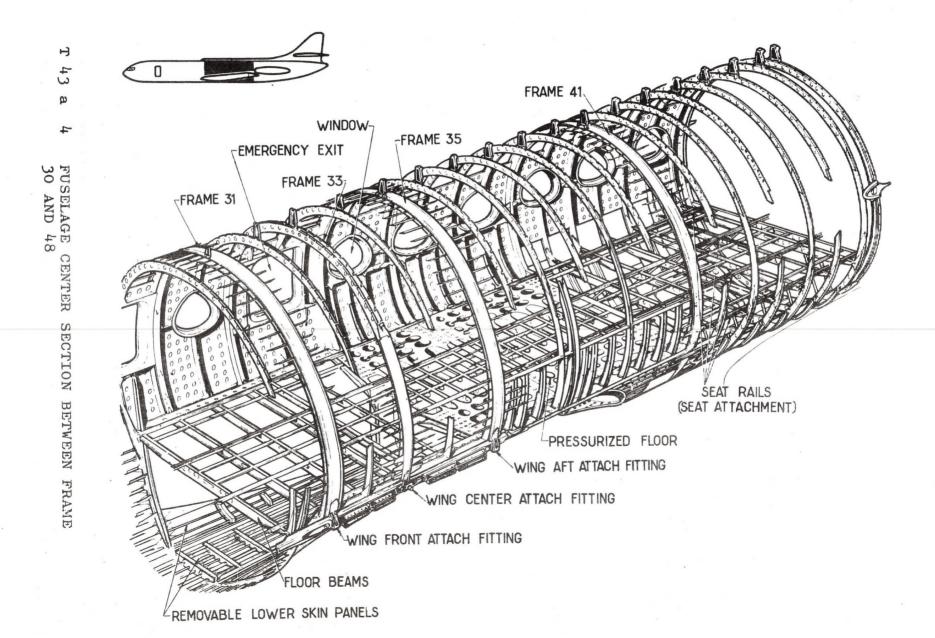
SECTION

STRUCTURE









NUR

ZUR

AUSBILDUNG

VERTICAL STABILIZER ATTACH FITTING

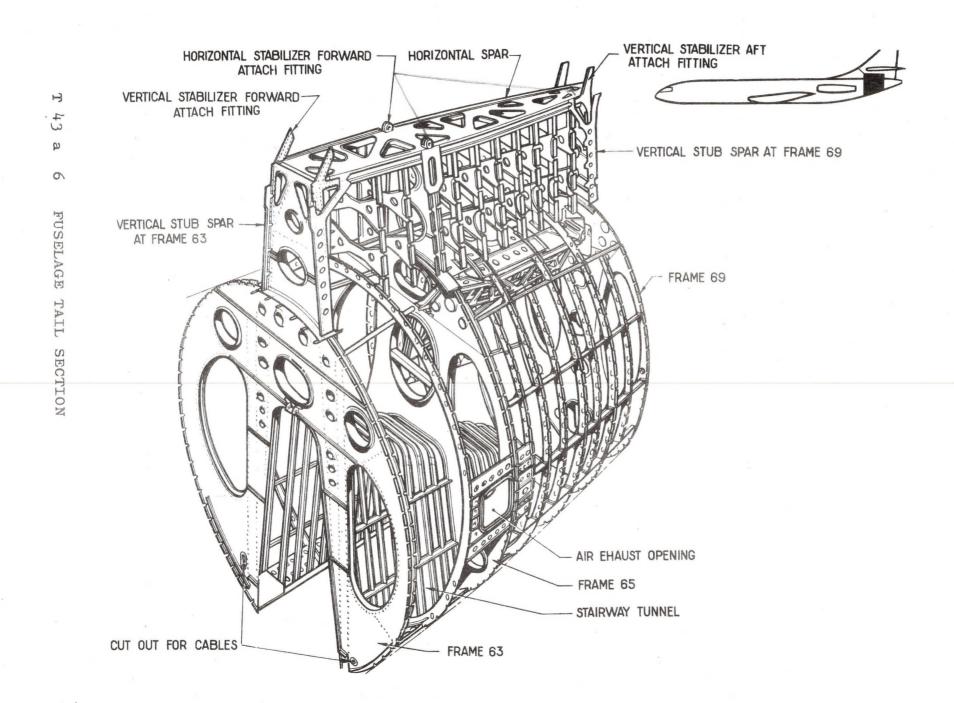
ENGINE STUB AFT ATTACH FITTING

FORWARD ENGINE NACELLE ATTACH FITTINGS

FRAME 53

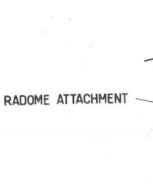
S

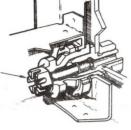
FUSELAGE 0 CENTER





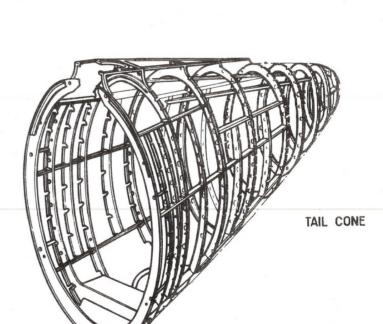
RADONE/TAIL CONE

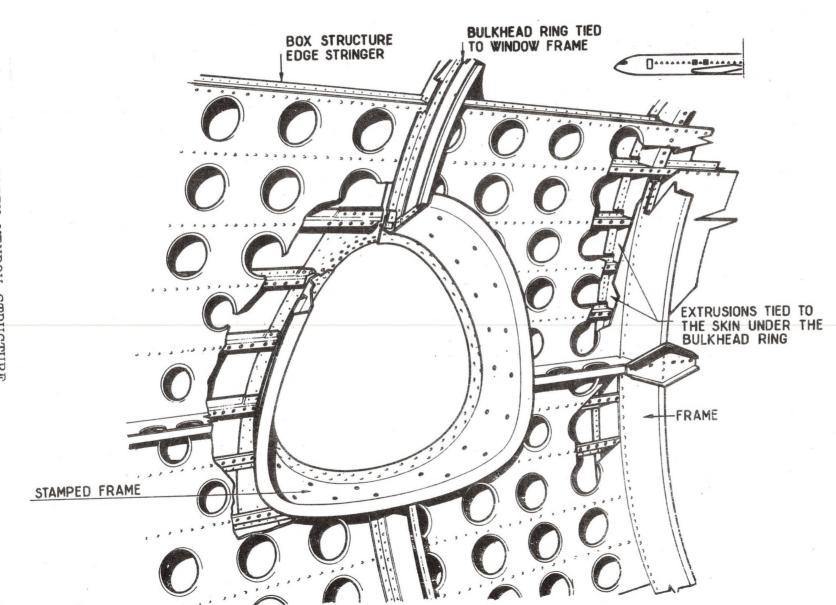




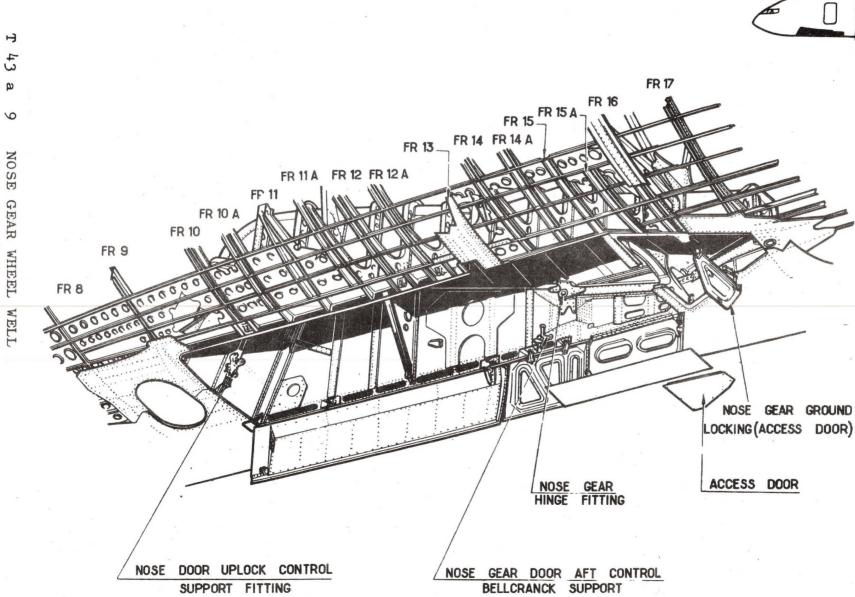
RADOME DETAILS







8 CABIN WINDOW STRUCTURE





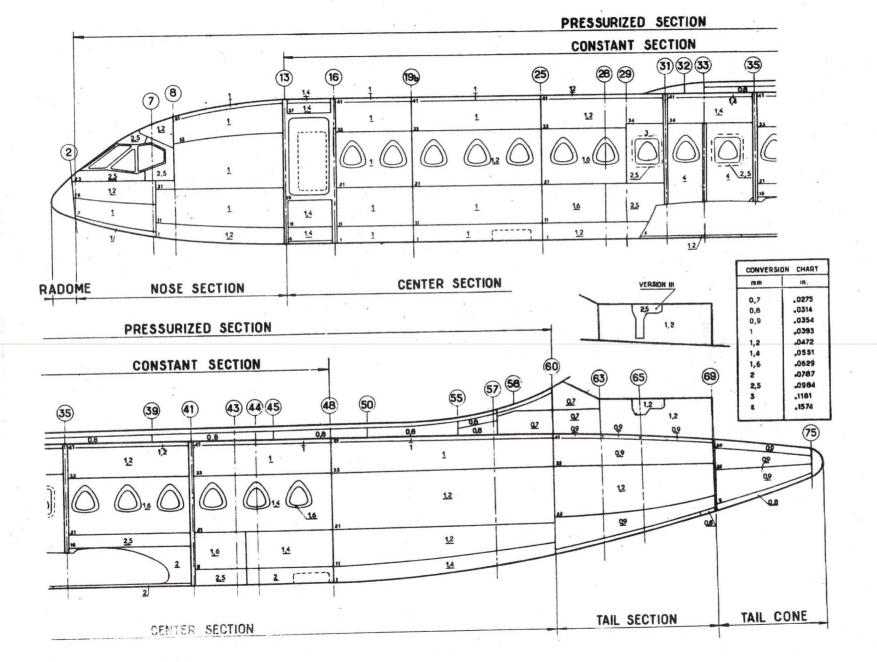
NUR

ZUR

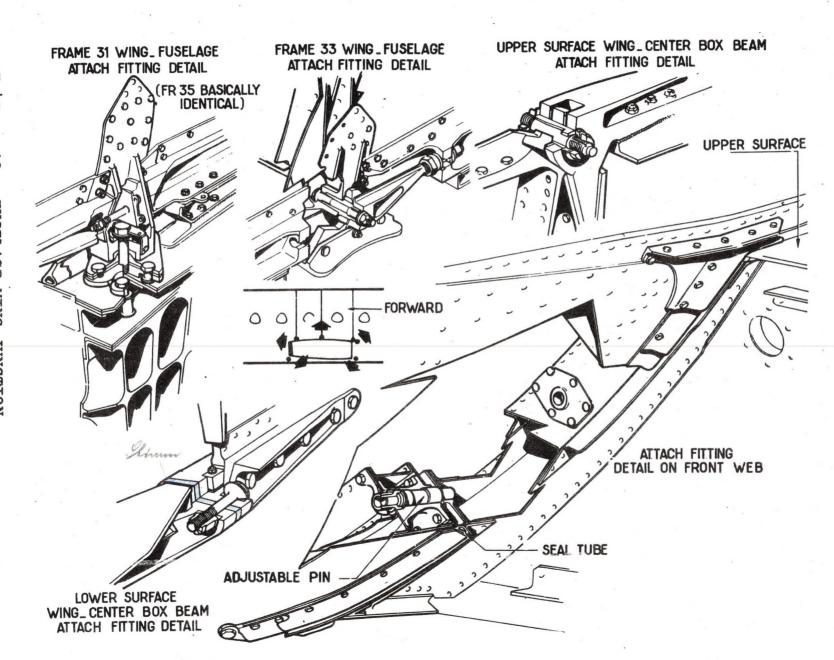
AUSBILDUNG



H



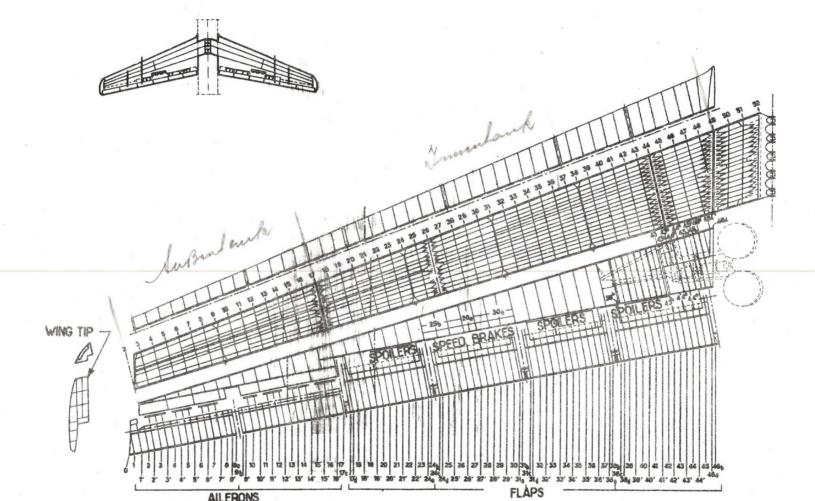




WING

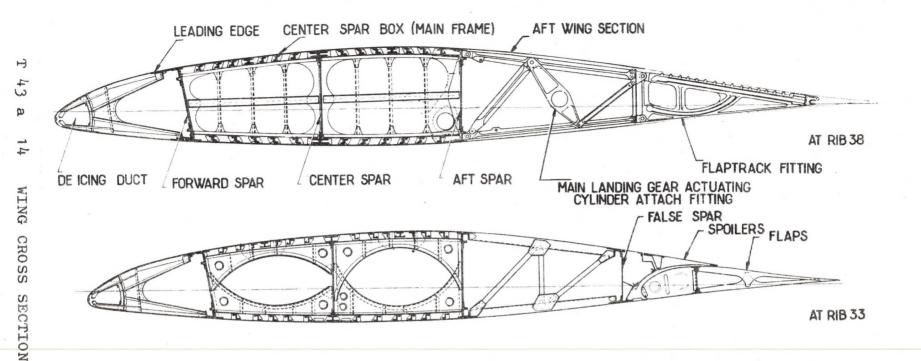
SCHEMATIC

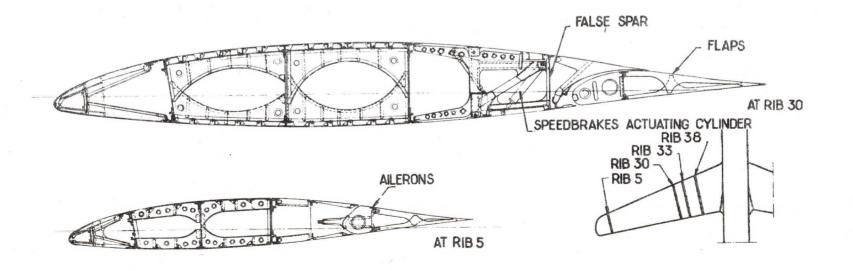
NUR ZUR SCHULUNG



AILERONS







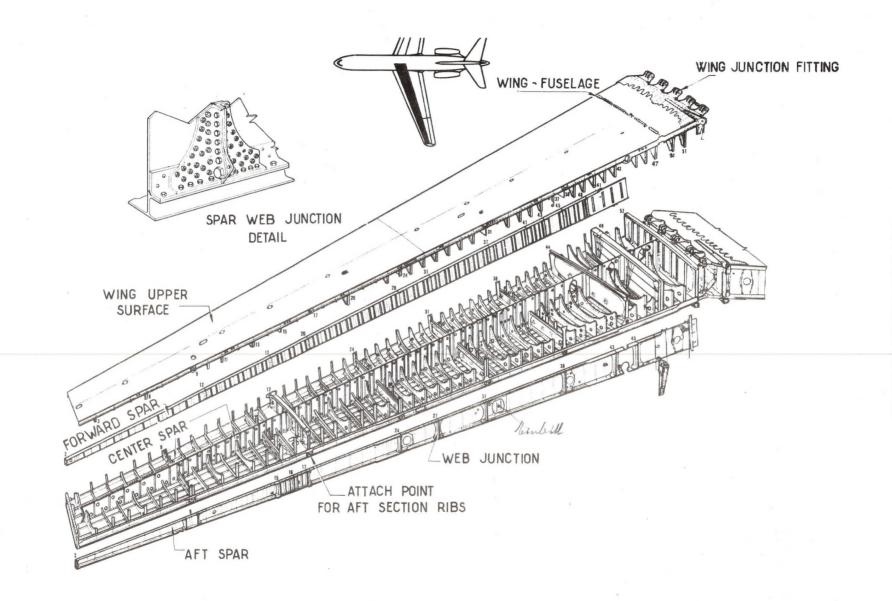


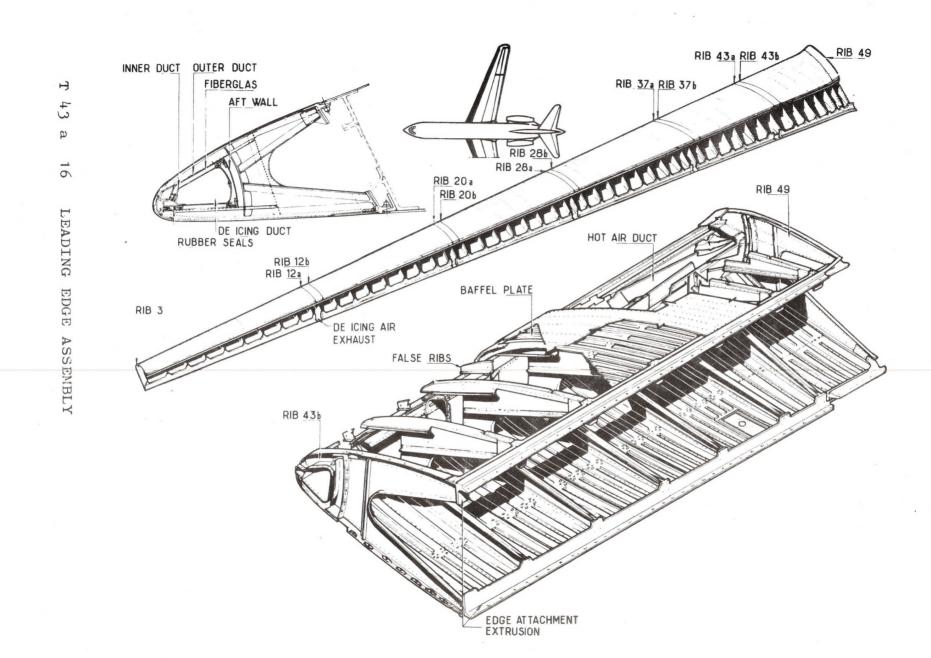
H

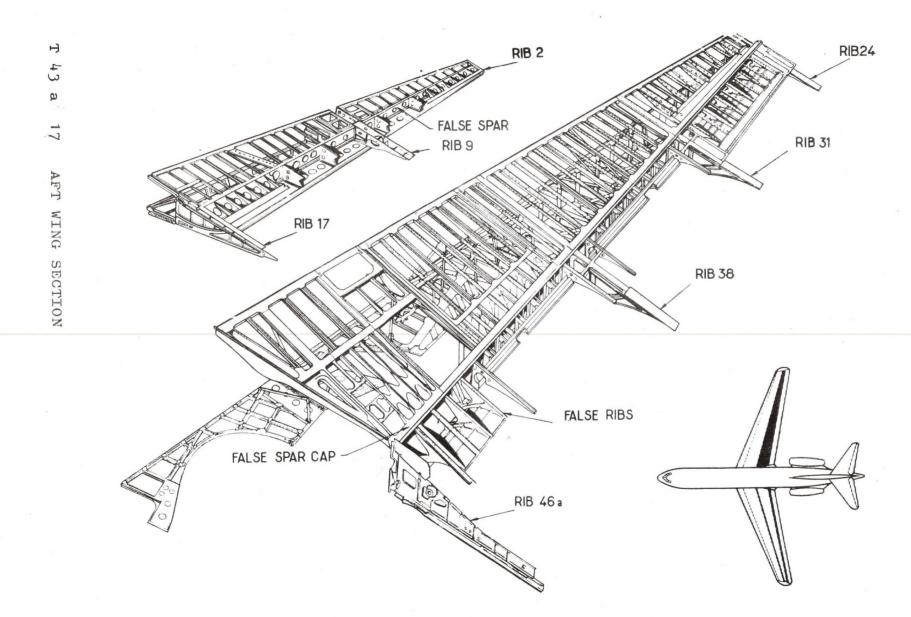
CENTER

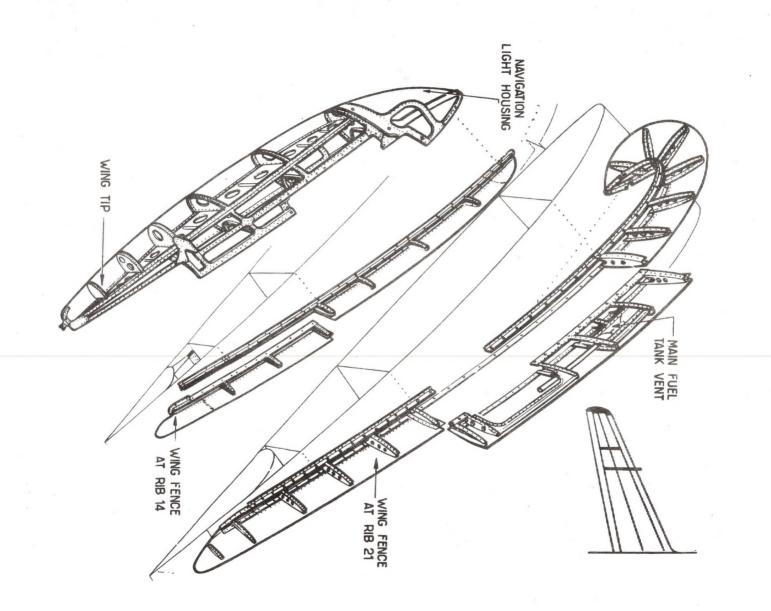
SPAR

BOX



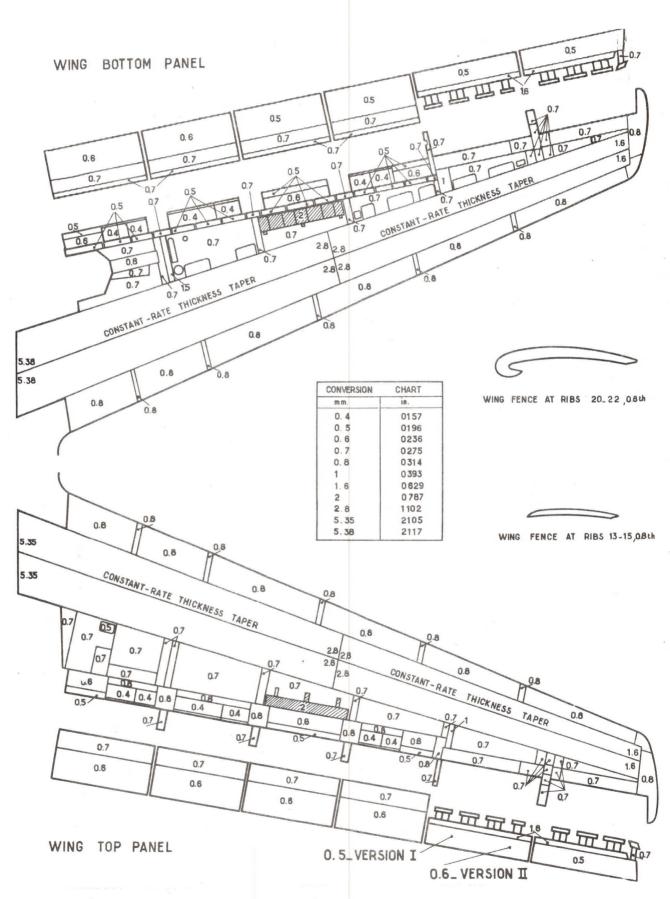


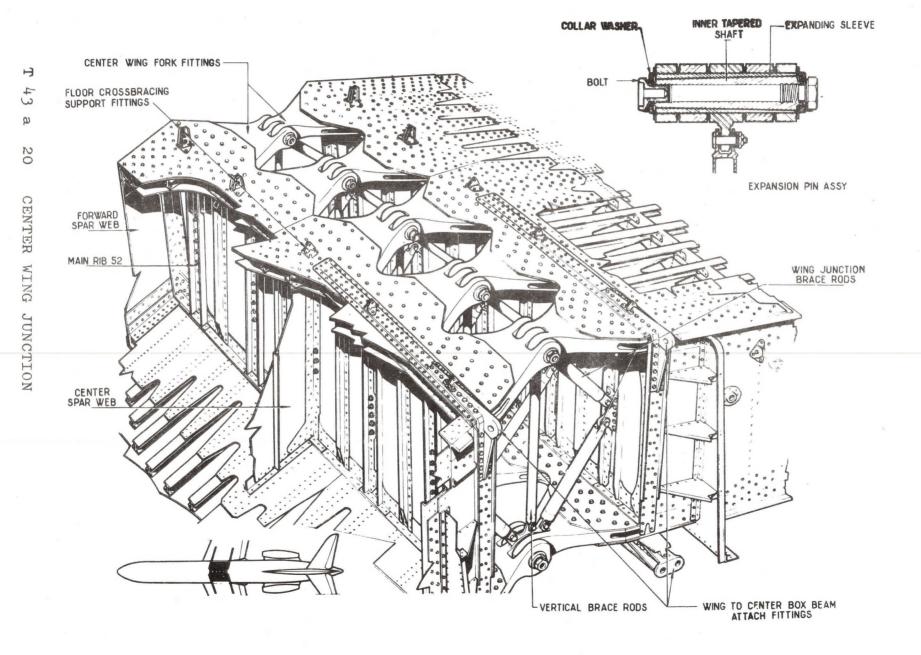




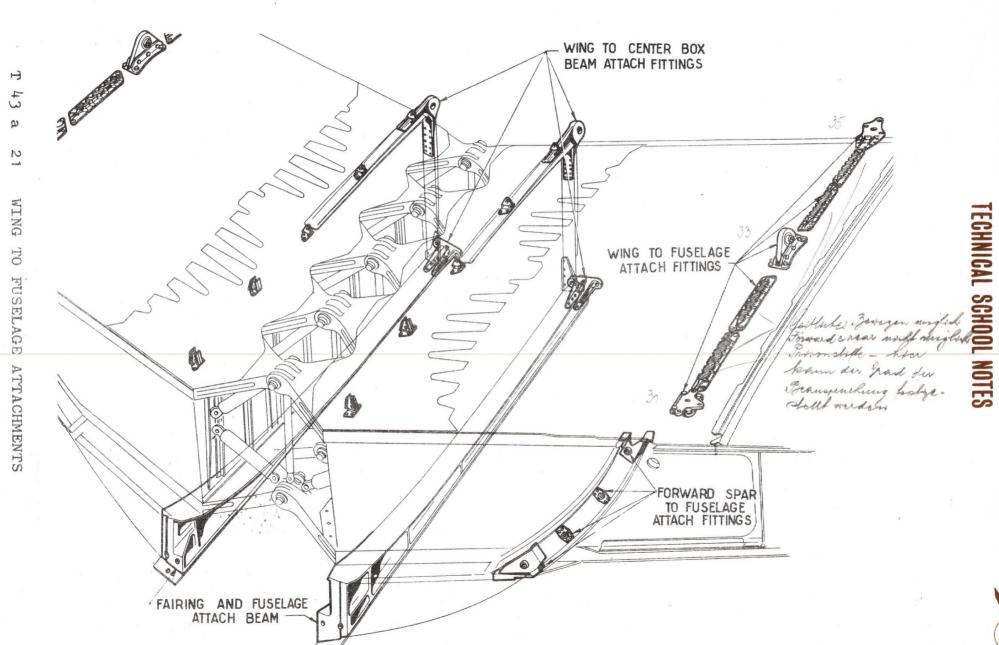
T 43 a 18 WING TIP AND WING ENCES



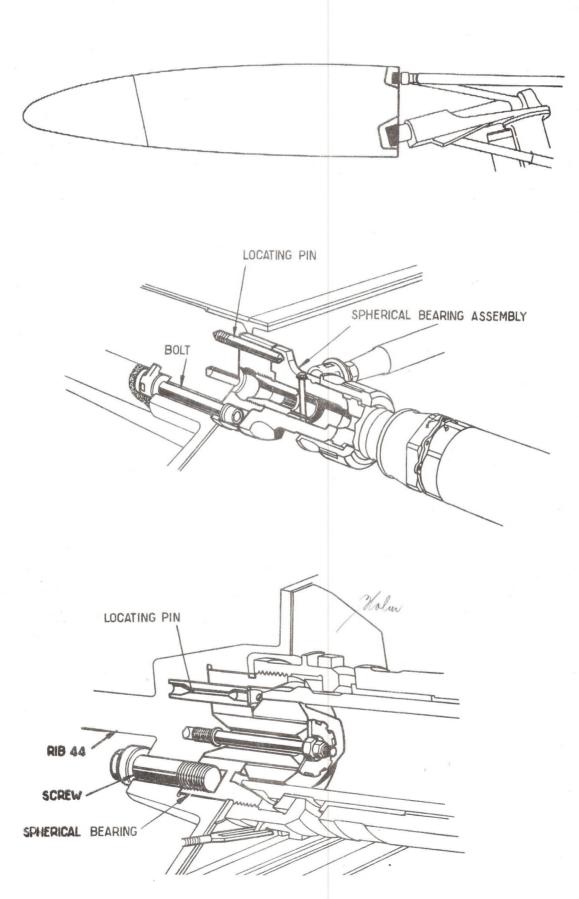




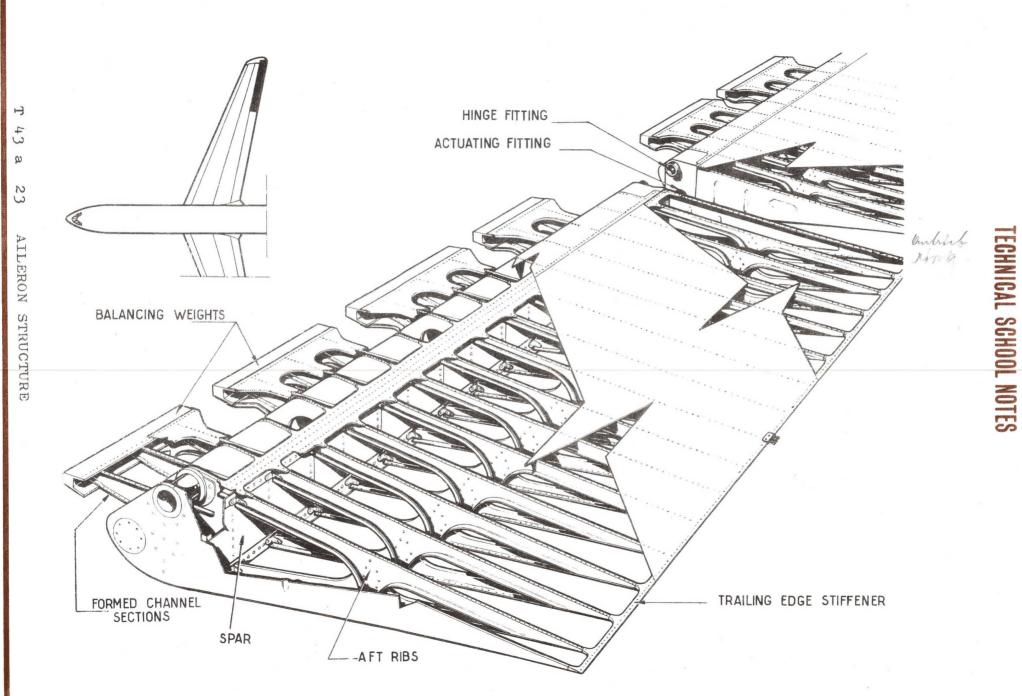




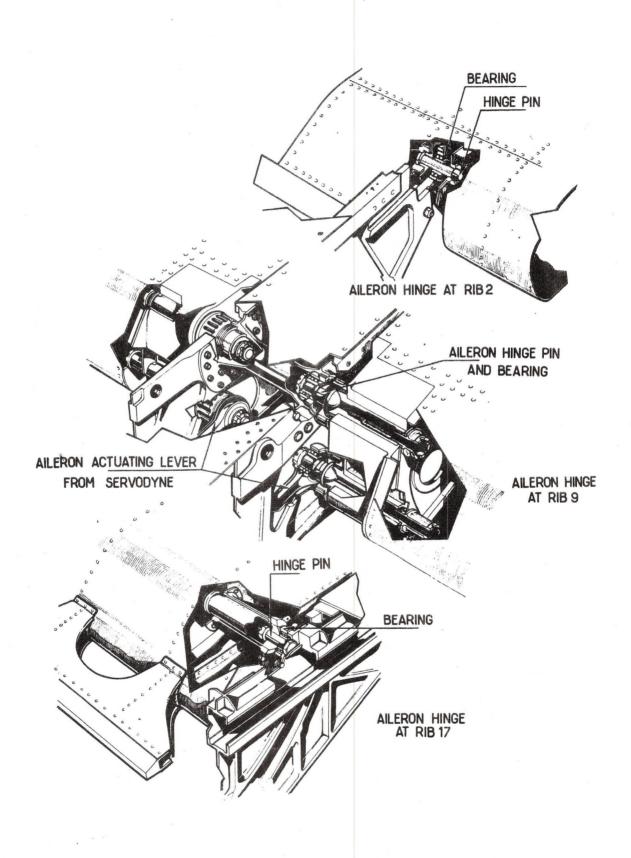




T 43 a 22 MAIN LANDING GEAR ATTACH FITTINGS

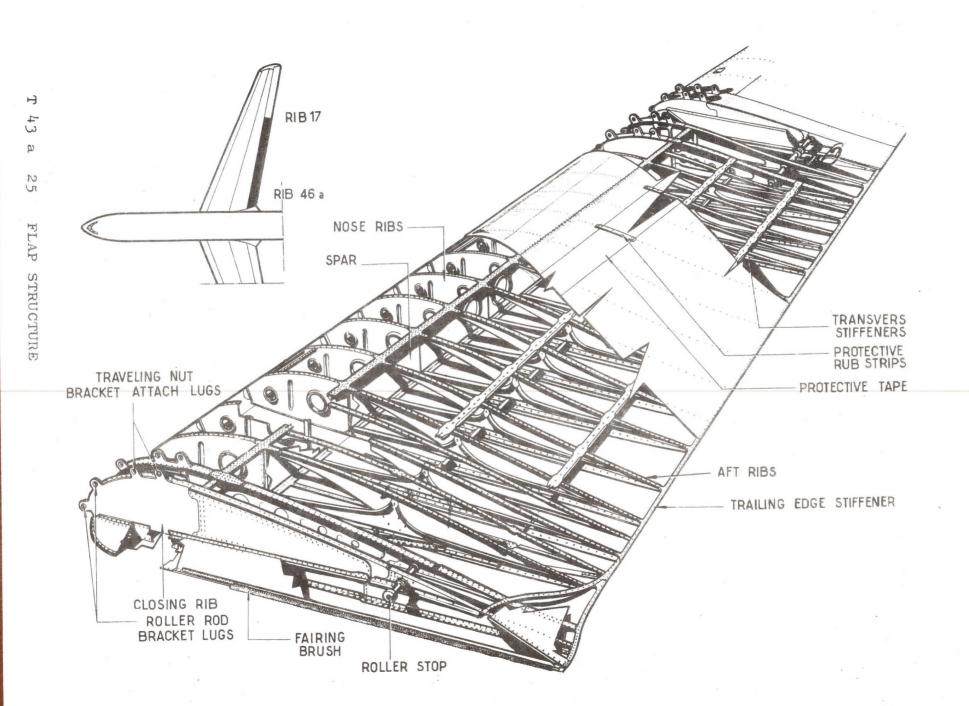






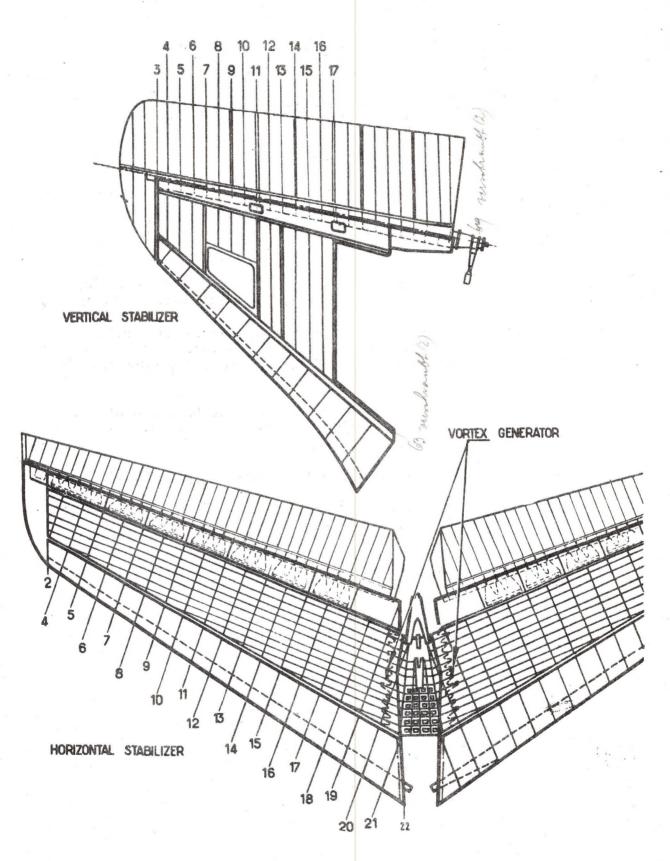
T 43 a 24 AILERON HINGE

EGHNIGAL SCHOOL NOTES

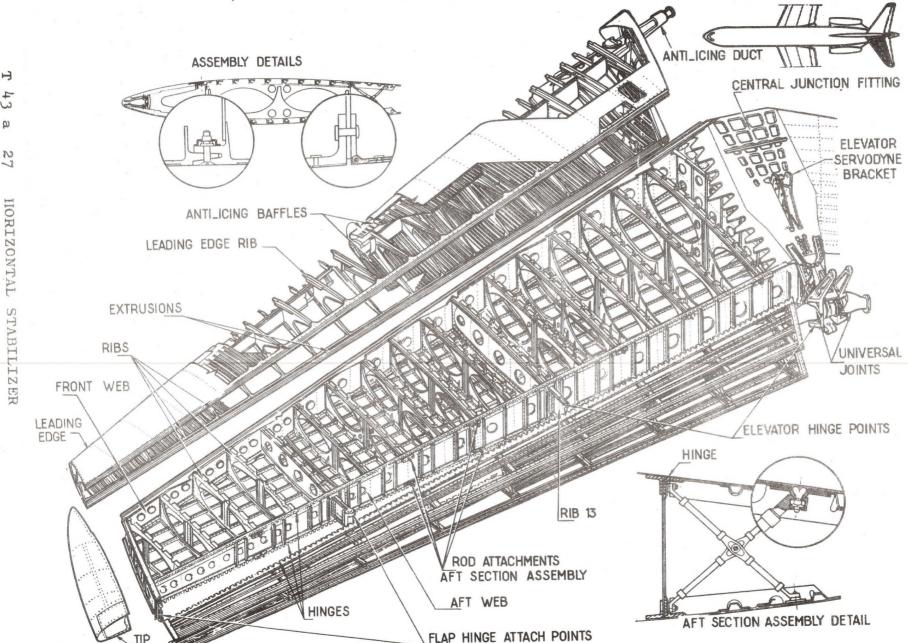


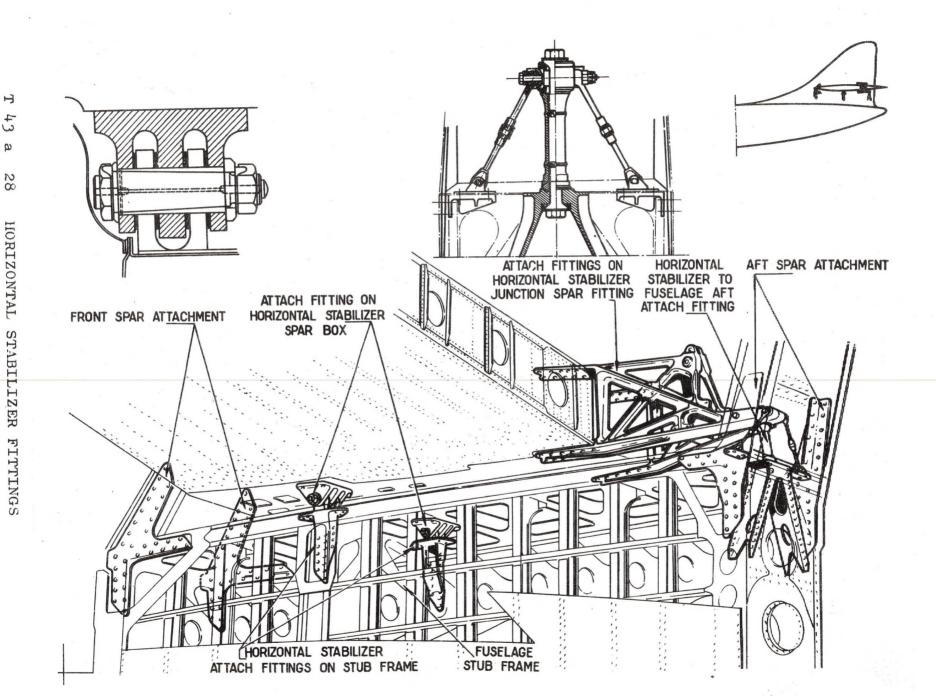
AUSTRIAN AIRLINES

AUA

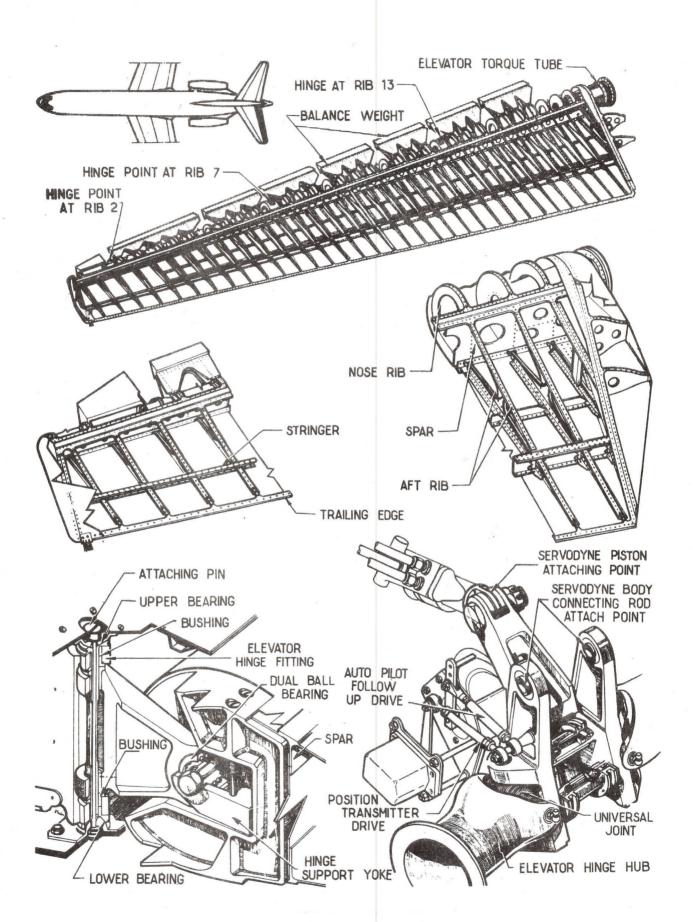


T 43 a 26 HORIZONTAL AND VERTICAL STABILIZER SCHEMATIC









T 43 a 29 ELEVATOR STRUCTURE

BOX SECTION AFT SECTION LEADING EDGE V.O.R ANTENNA HOUSING RIB FRONT SPAR DOUBLE WALL RUDDER HINGE SUPPORT BRACKETS EXTRUSIONS FRONT SPAR ATTACHMENT REAR SPAR DE_ICING DUCT LEADING EDGE REAR SPAR ATTACHMENT FRONT ATTACHEMENT HINGE HORIZONTAL STABILIZER BRACKET (HORIZONTAL STABILIZER SECTION) BOX SECTION HOUSING

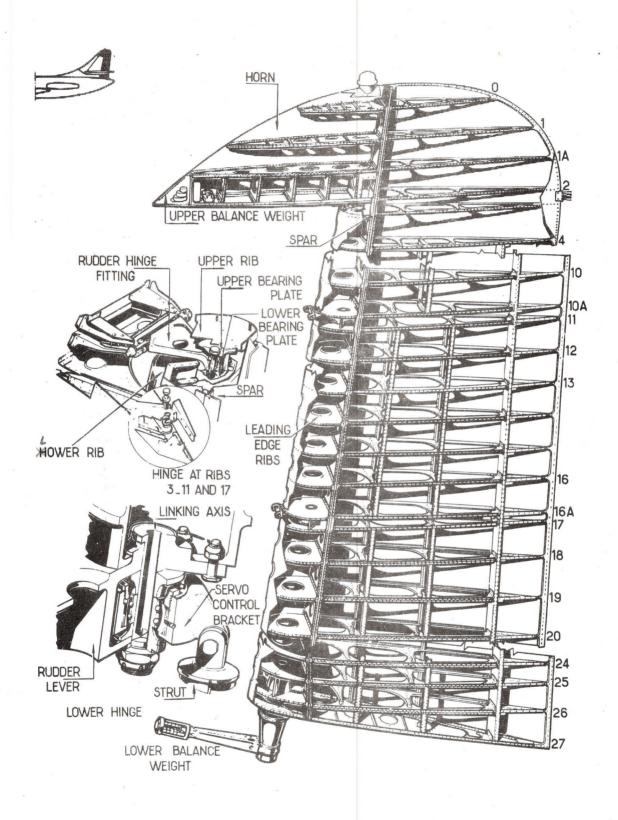


43

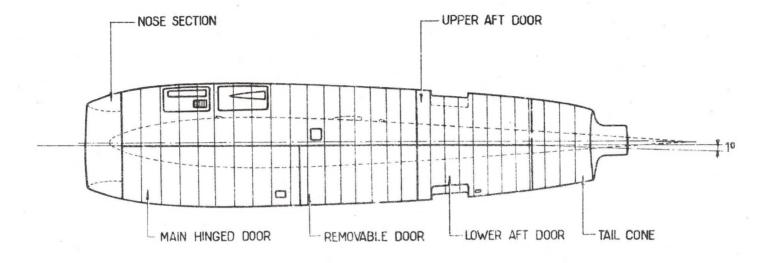
30

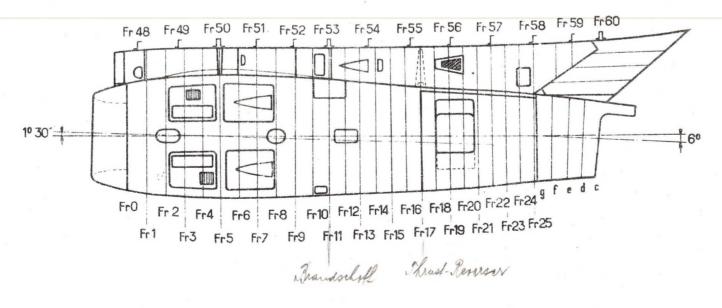
VERTICAL

STABILIZER

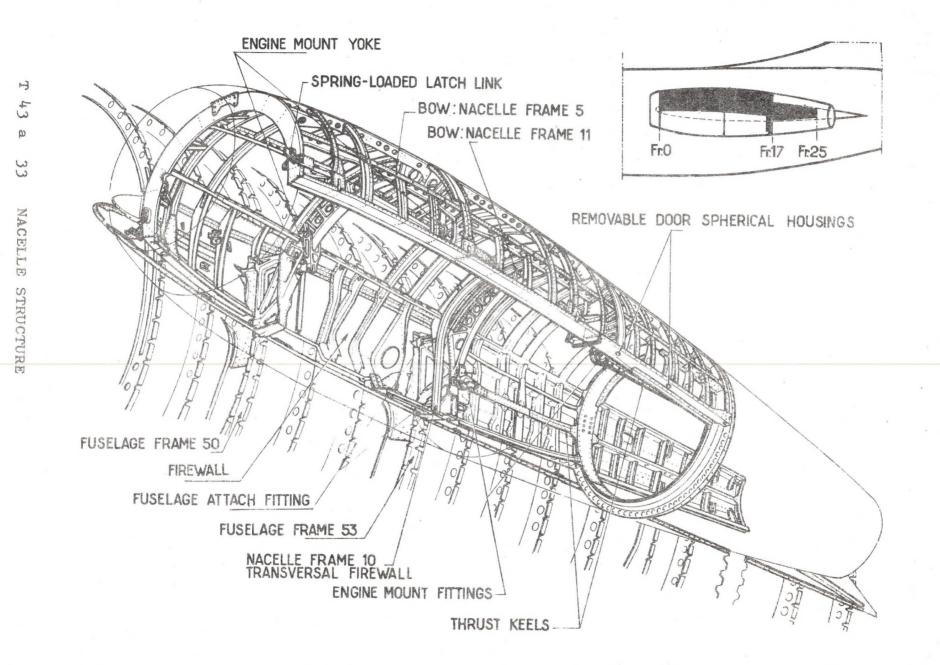


T 43 a 31 RUDDER STRUCTURE

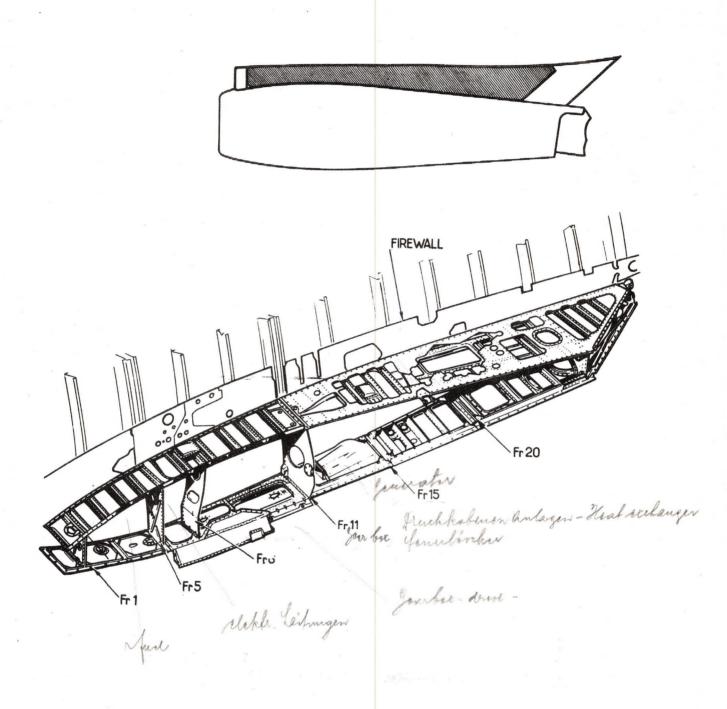






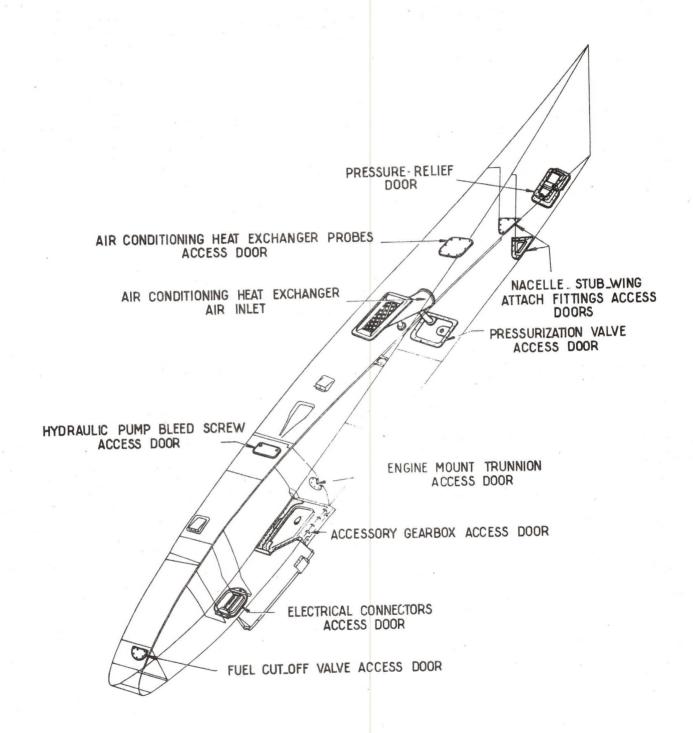






T 43 a 34 STUB WING STRUCTURE





T 43 a 35 STUB WING ACCESS DOORS

UPPER AFT DOOR FIREWALL Fr9 Fr10 Fr17 Fr25 Fr O NACELLE TAIL-CONE NACELLE NOSE SECTION LOWER AFT DOOR MAIN HINGED DOOR 7 REMOVABLE DOOR

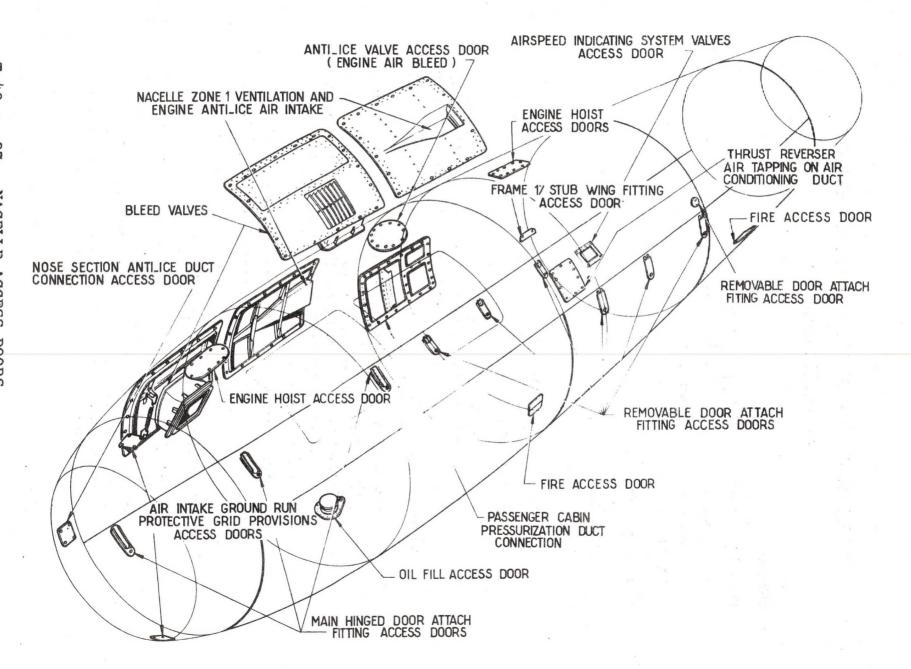
NACELLE REMOVABLE ELEMENTS

NUR

ZUR

AUSBILDUNG

36





H 43

38

NACELLE

ATTACH

FITTINGS

THE STATE OF



AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

DOORS/WINDOWS

(S.E. 210, ATA-Ref. 52 u. 56)

T 43 b

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 2/1/63



DOORS/WINDOWS

(ATA-Ref. 52 und 56)

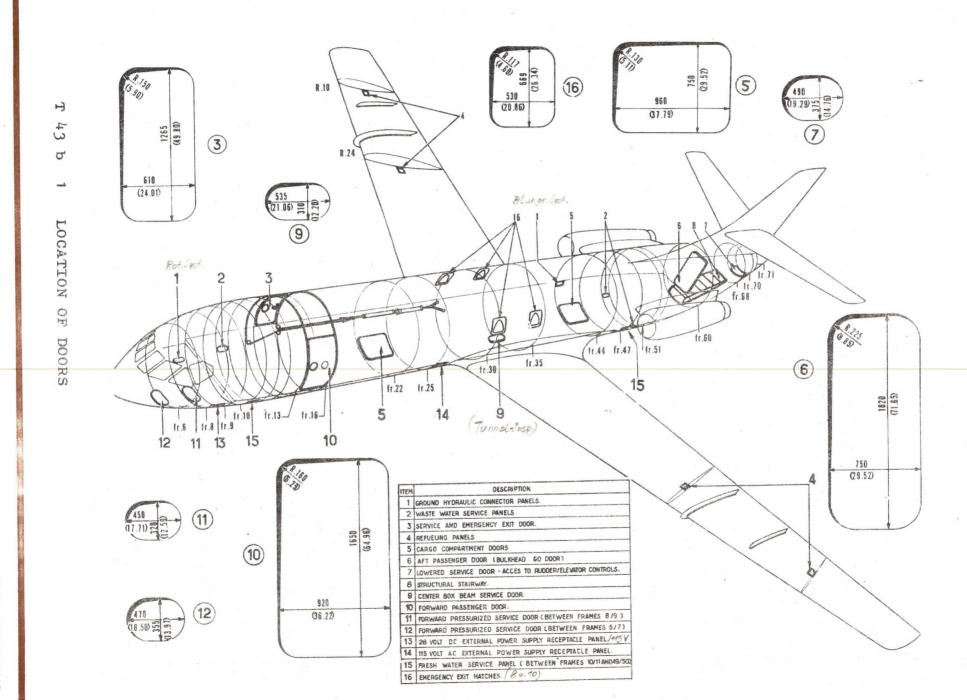
Abbildungsverzeichnis

\mathbf{T}	43 ъ	1	Location of doors
T	43 b	2	Rear passenger door
T	43 b	3	Rear passenger door details
T	43 b	4	Forward passenger door
\mathbf{T}	43 b	5	Forward passenger door details
T	43 b	6	Opening of forward passenger door
T	43 b	7	Operation of forward passenger door
T	43 b	8	Right hand forward door
\mathbf{T}	43 b	9	Right hand forward door details
T	43 b	10	Right hand forward door opening
T	43 b	11	Emergency exit
T	43 b	12	Emergency exit section
\mathbb{T}	43 b	13	Opening of emergency exit
T	43 b	14	Cargo door
T	43 b	15	Location of service doors
T	43 b	16	Service door details
T	43 b	17	Stairway
T	43 b	18	Stairway opened and closed
T	43 b	19	Stairway details
T	43 b	20	Stairway hydraulic schematic
\mathbf{T}	43 b	21	Stairway operating details
T	43 b	22	Cabin door warning system
T	43 b	23	Cargo doors and service panels warning system
T	43 b	24	Cockpit windows
T	43 b	25	Cockpit front windshield

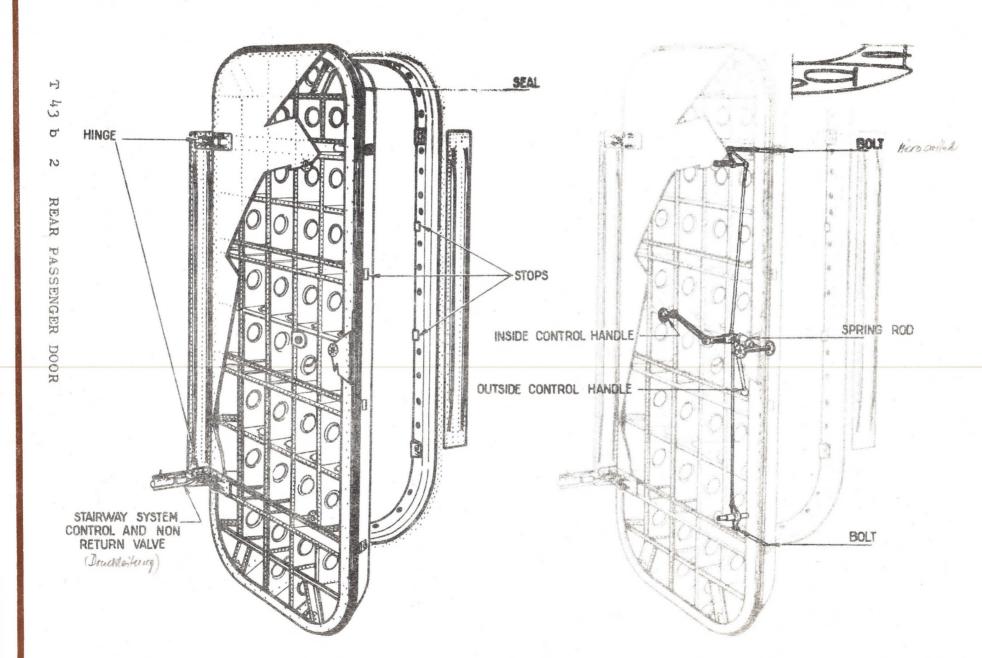
T 43 b

T	43 t	26	Cockpit captain windshield
T	43 k	27	Cockpit side window
T	43 E	28	Cockpit sliding window mechanism
T	43 1	29	Sliding window assembly
T	43 B	30	Cabin windows
T	43 k	31	Door windows
T	43 1	32	Inspection and observation windows

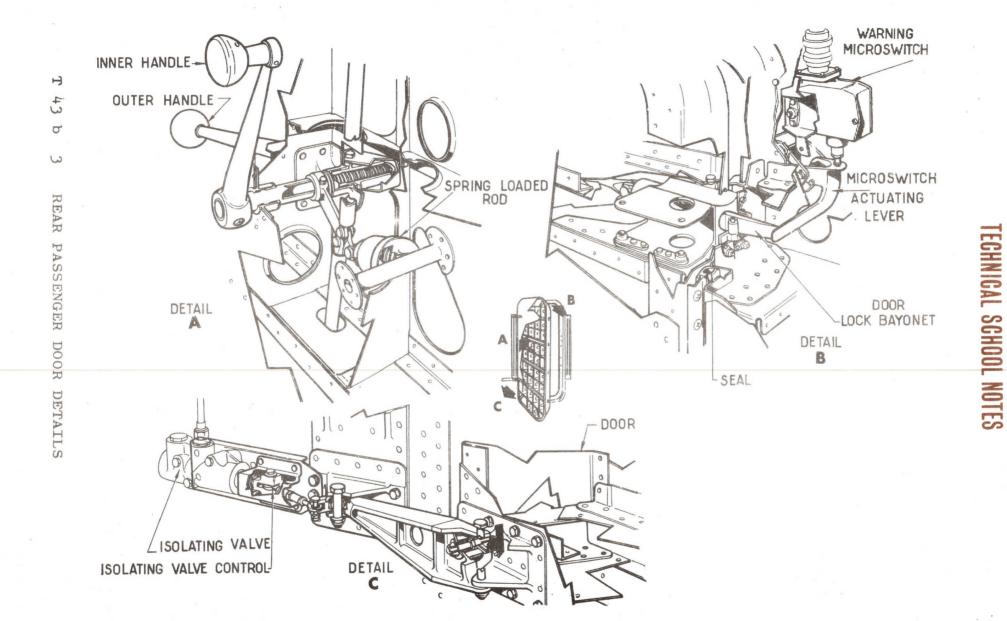
14 Merrontphis

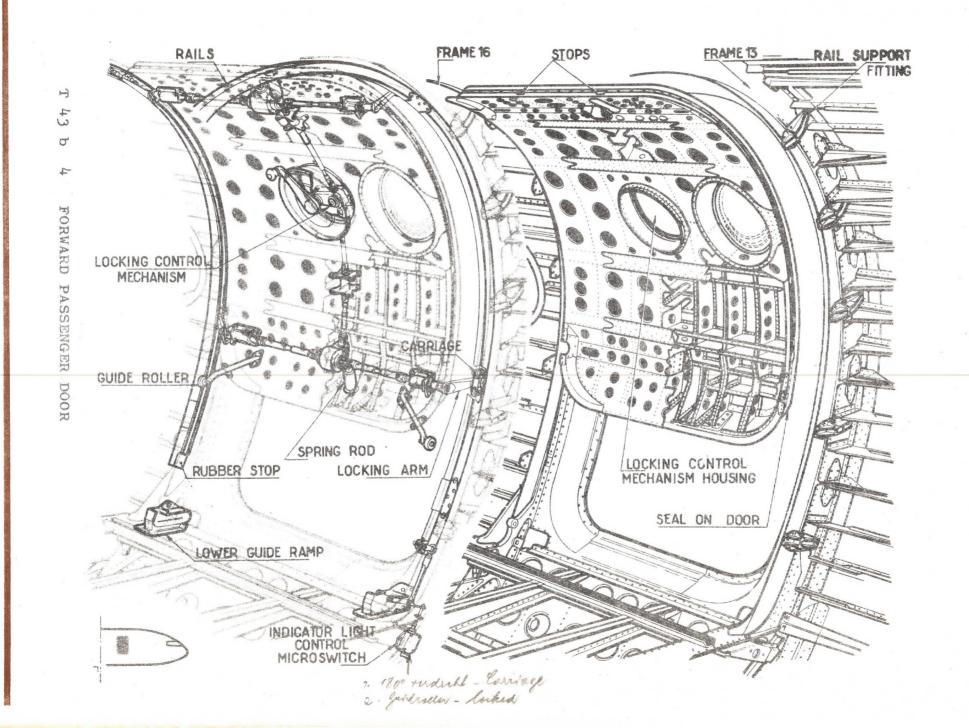




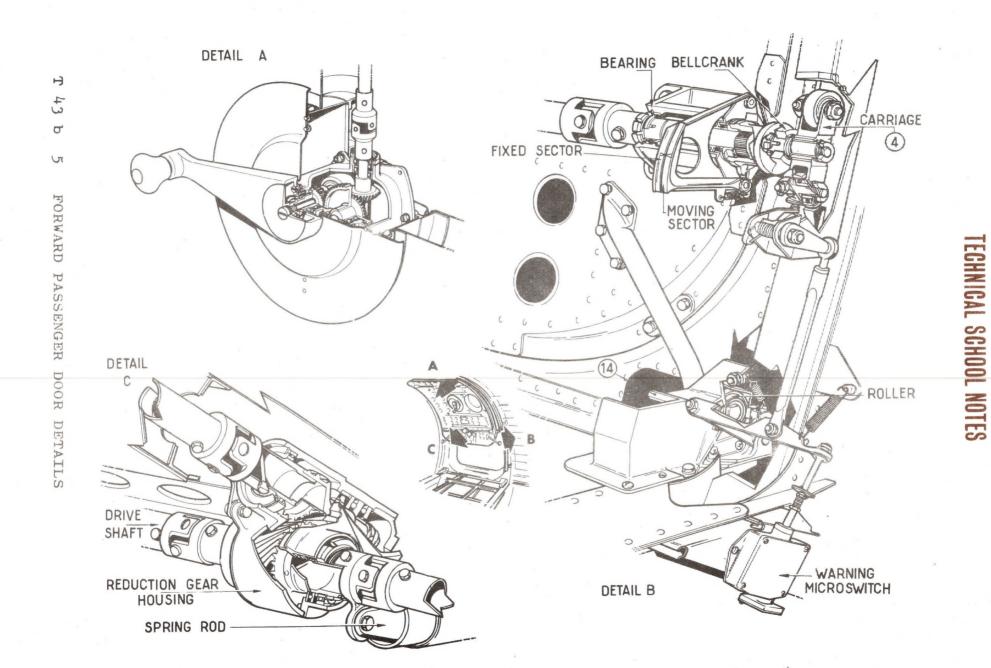




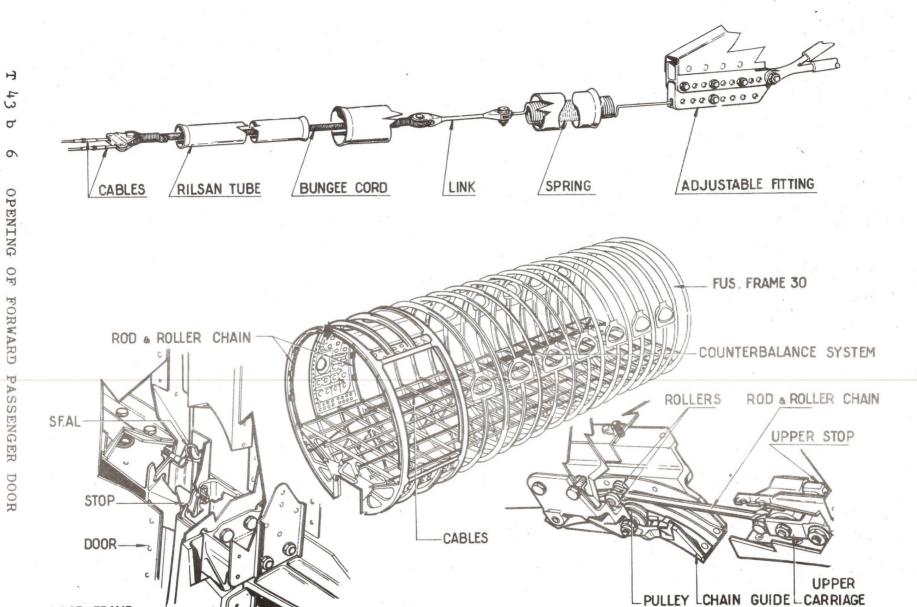




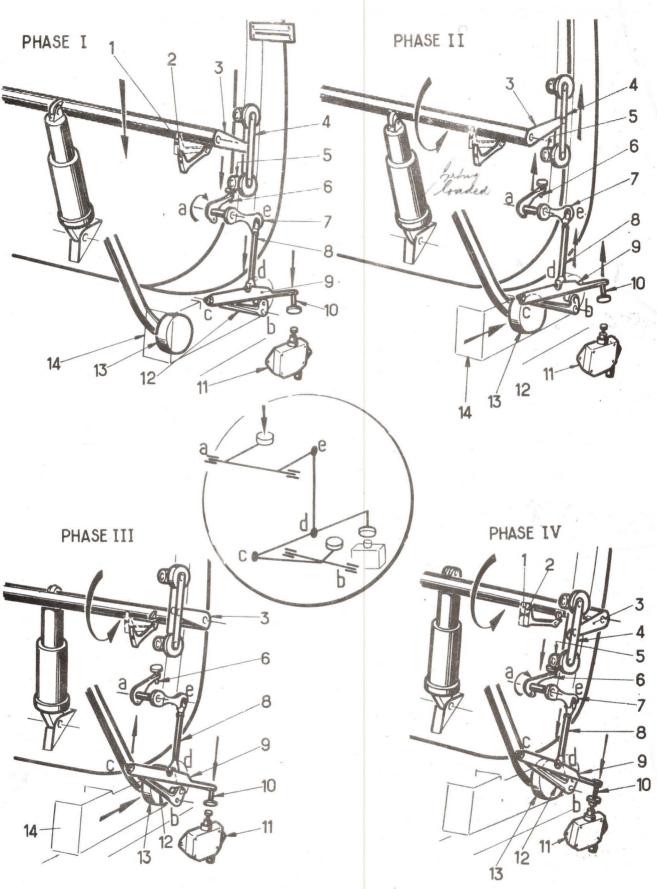




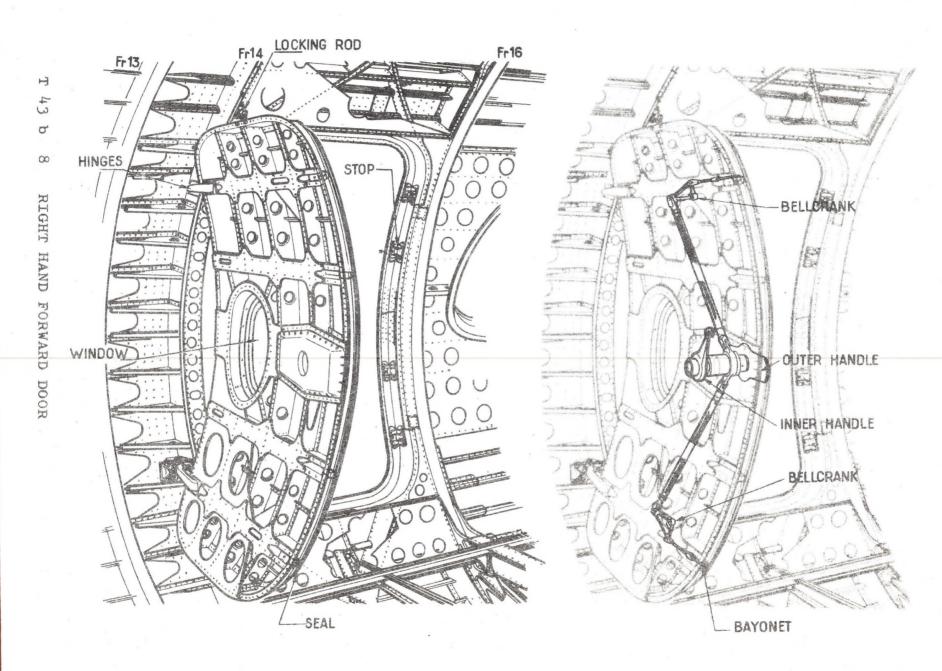
DOOR FRAME







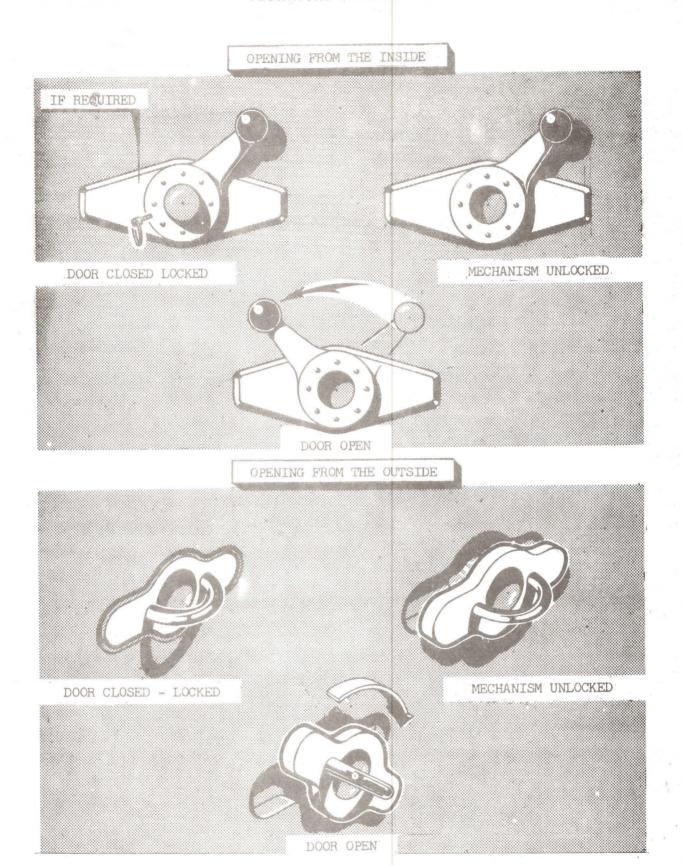
T 43 b 7 OPERATION OF FORWARD PASSENGER DOOR



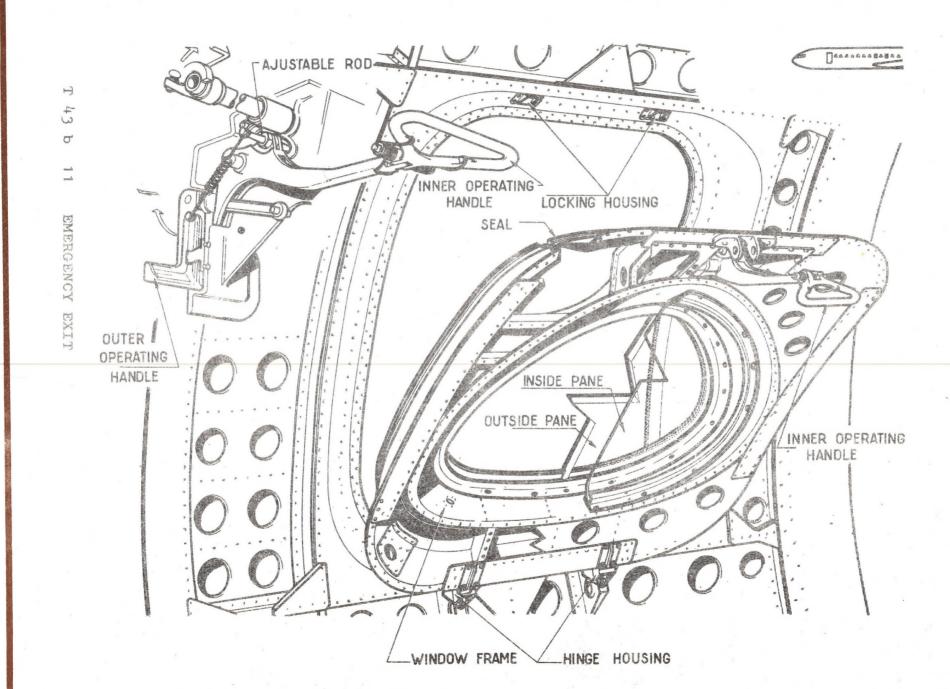


-INNER HANDLE



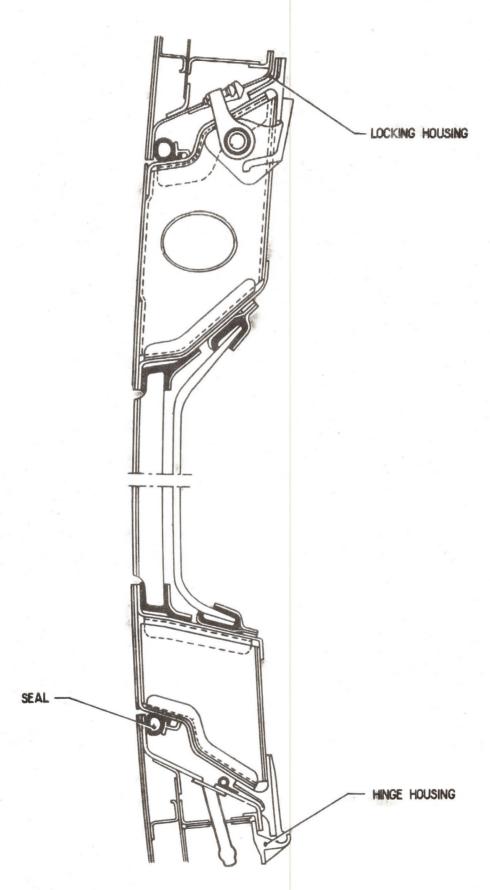


T 43 b 10 RIGHT HAND FORWARD DOOR OPENING



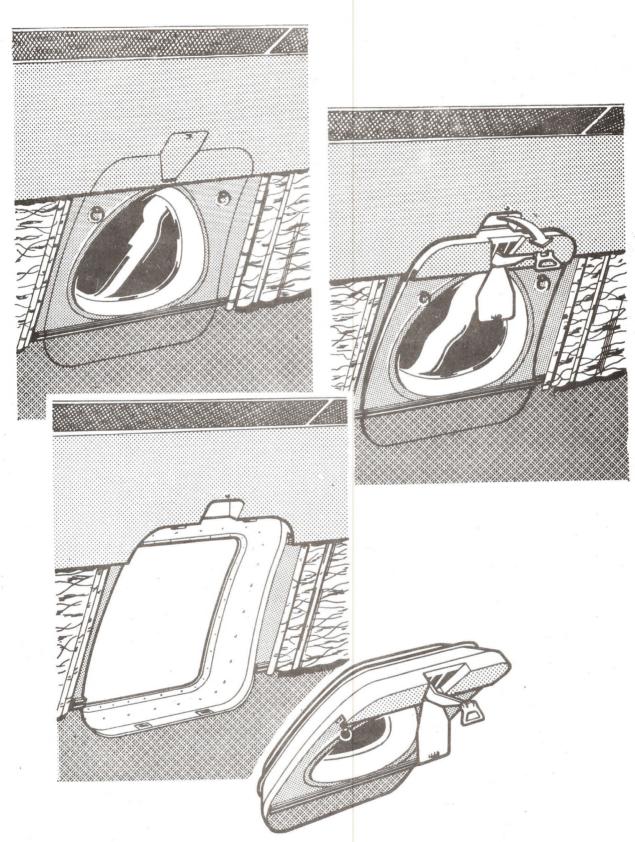






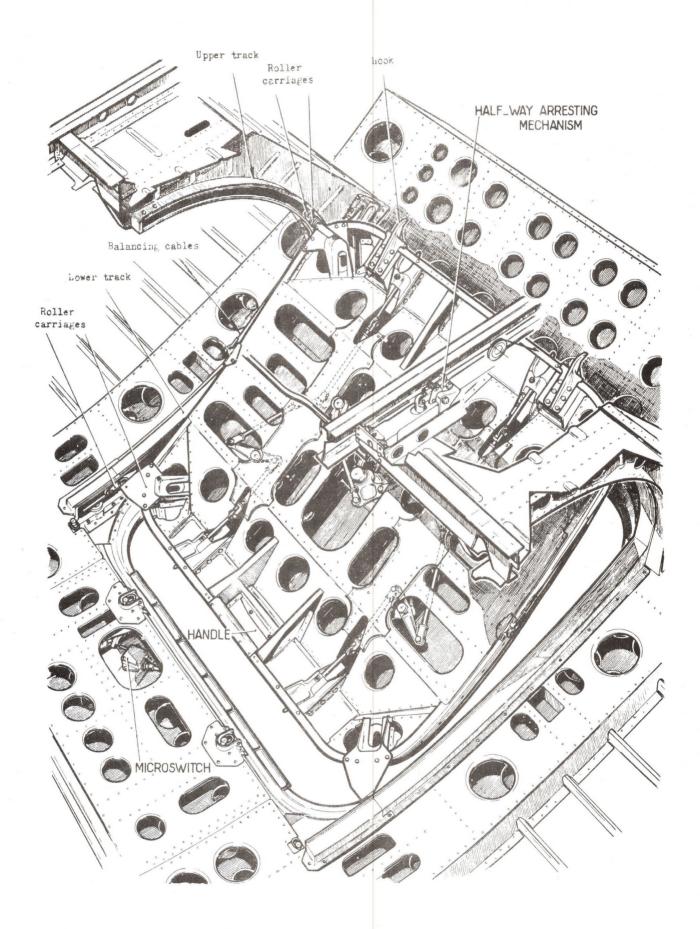
T 43 b 12 EMERGENCY EXIT SECTION



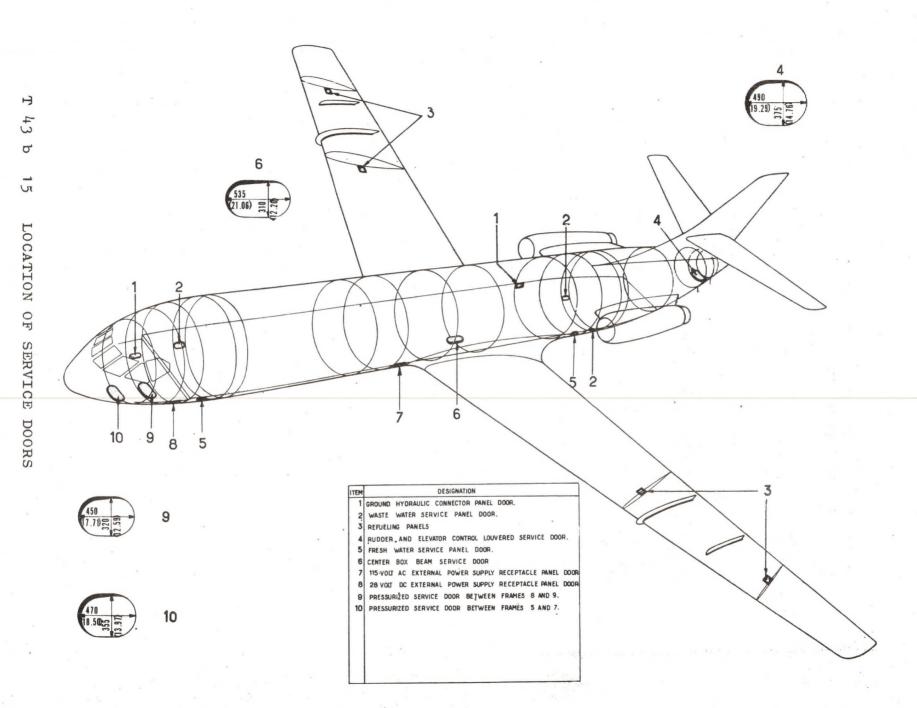


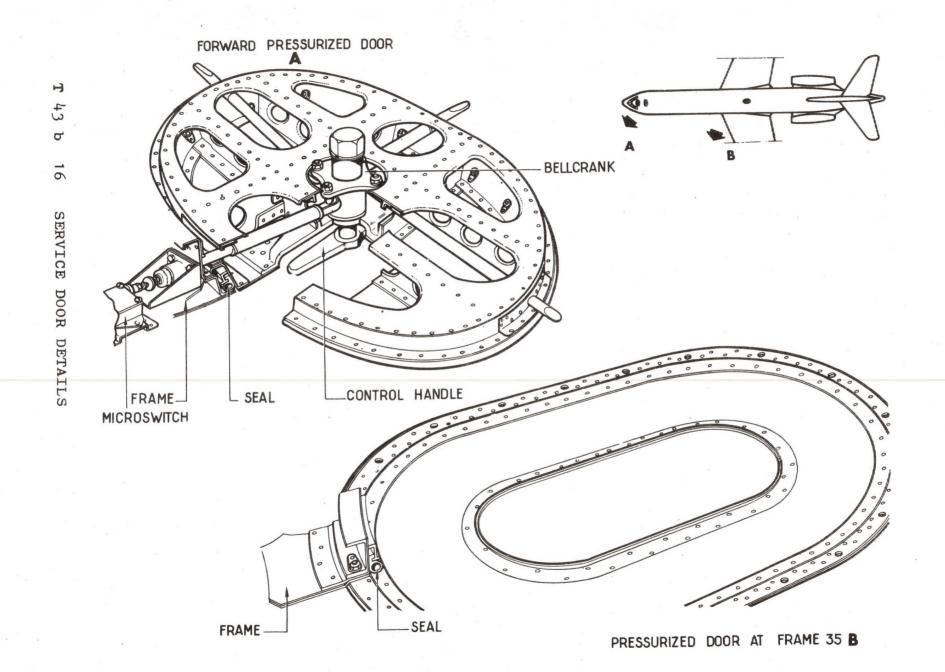
T 43 b 13 OPENING OF EMERGENCY EXIT

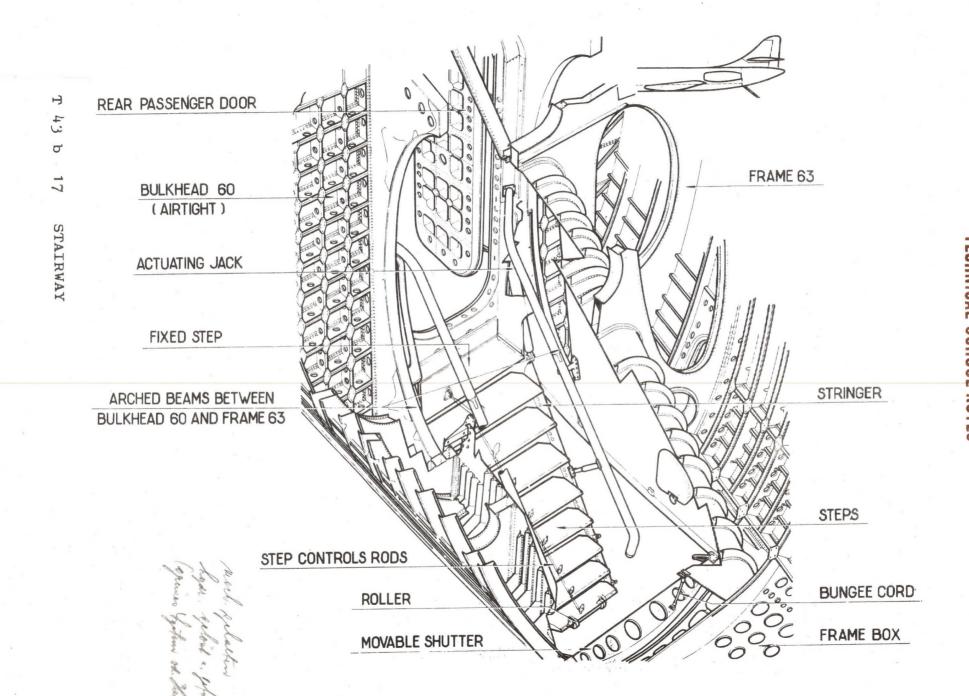




T 43 b 14 CARGO DOOR

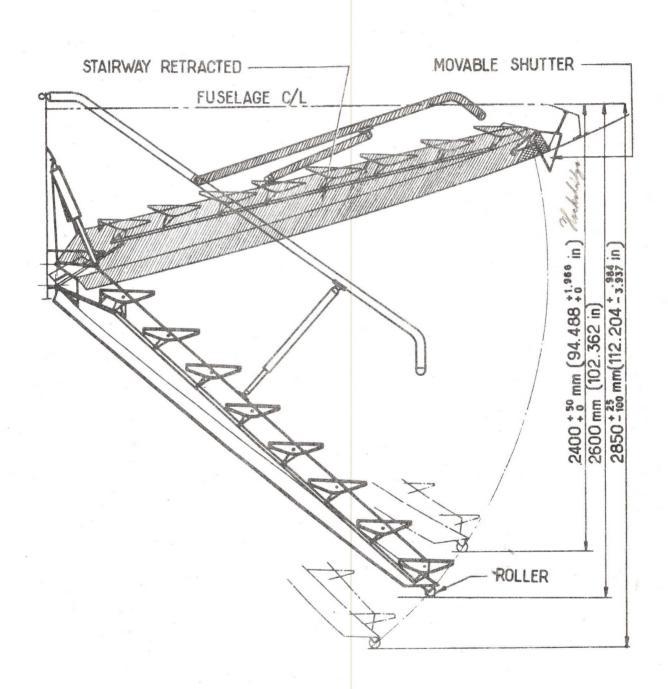




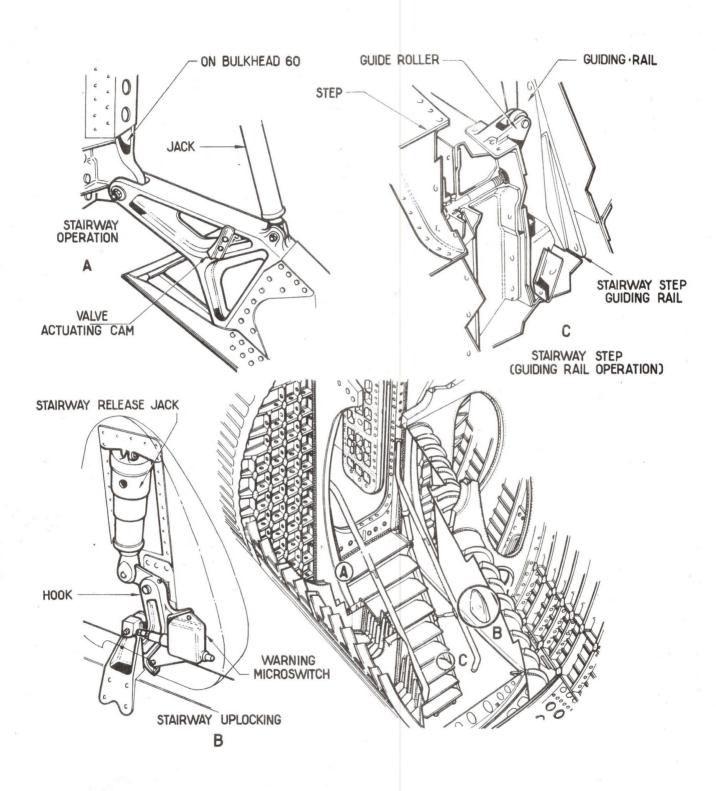


,.UA

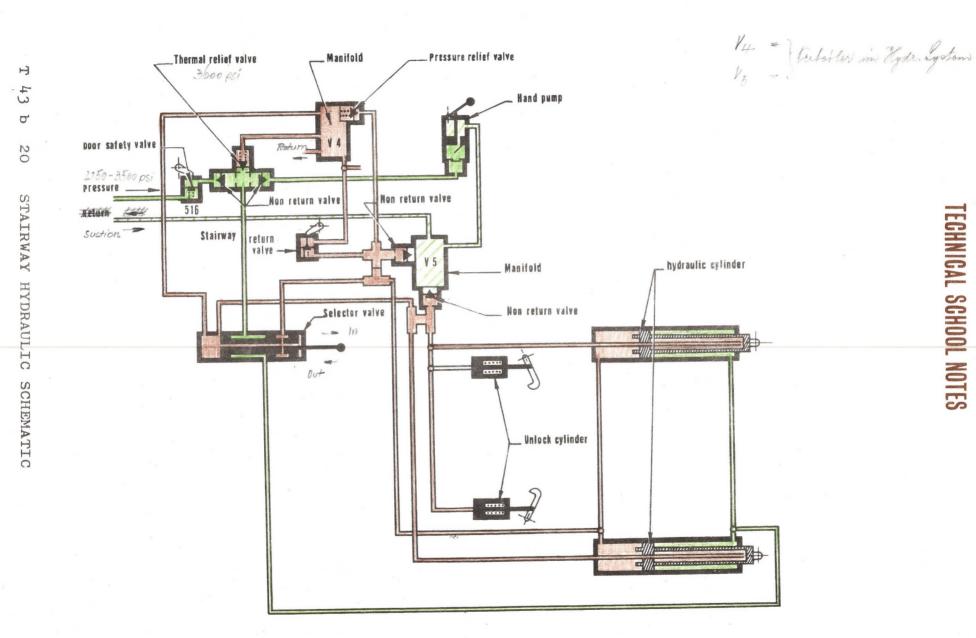
TECHNICAL SCHOOL NOTES



T 43 b 18 STAIRWAY OPENED AND CLOSED



T 43 b 19 STAIRWAY DETAILS



In-Selection

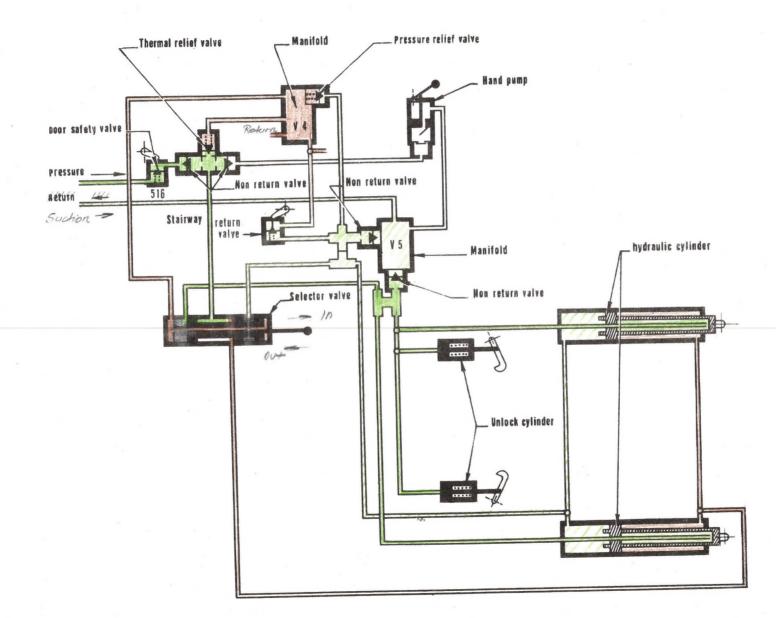
TECHNICAL SCHOOL NOTES

NUR

ZUR

AUSBILDUNG

TEGHNICAL SCHOOL NOTES



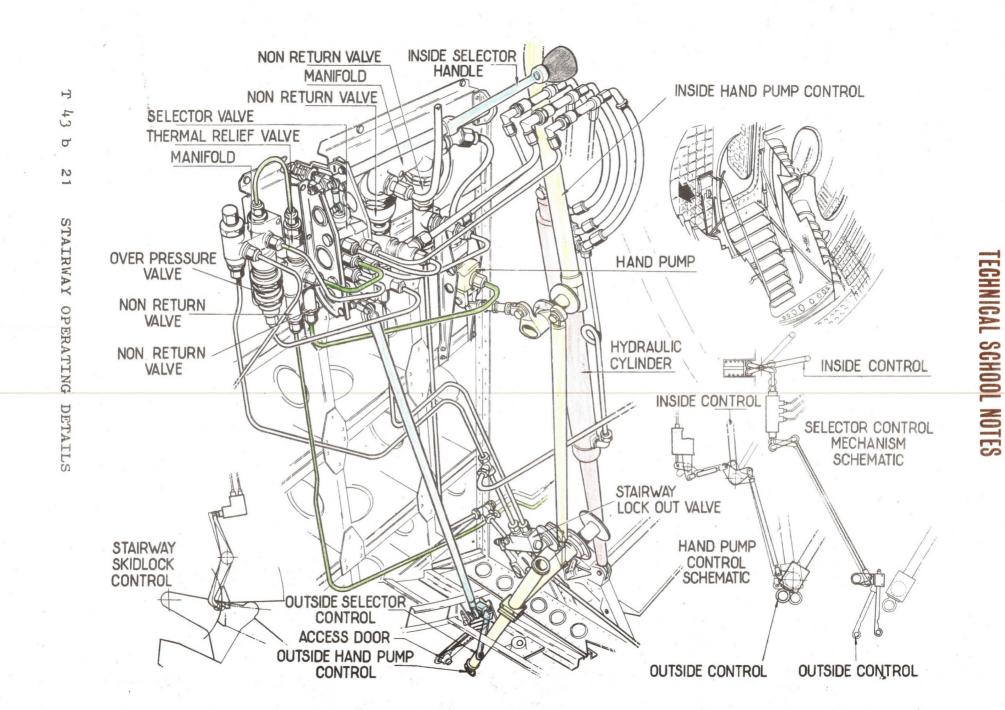
STAIRWAY HYDRAULIC SCHEMATIC

T 43

р

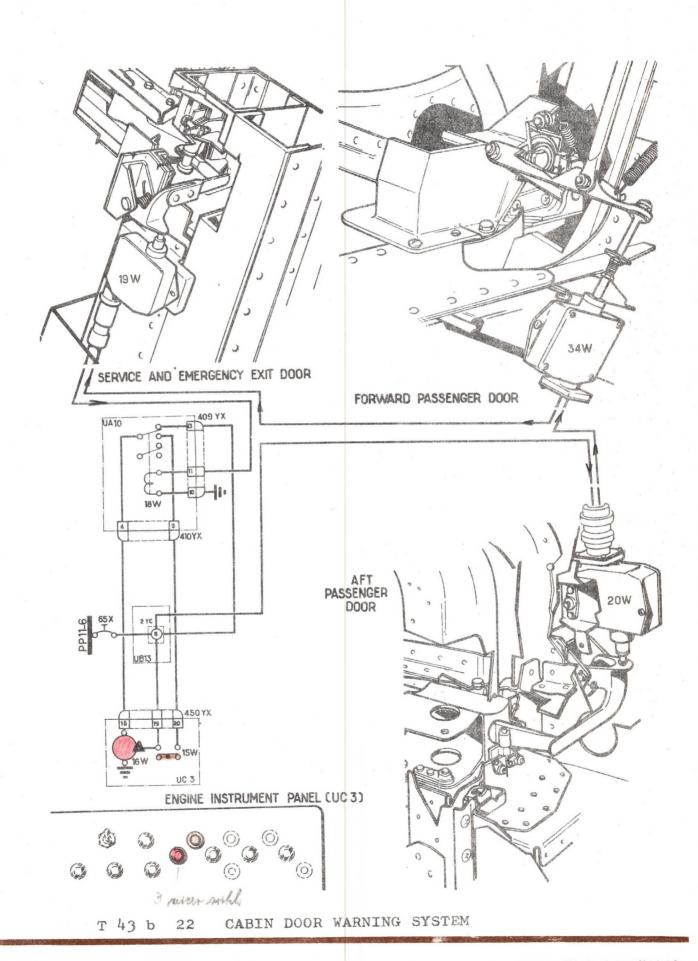
20

Out-Selection

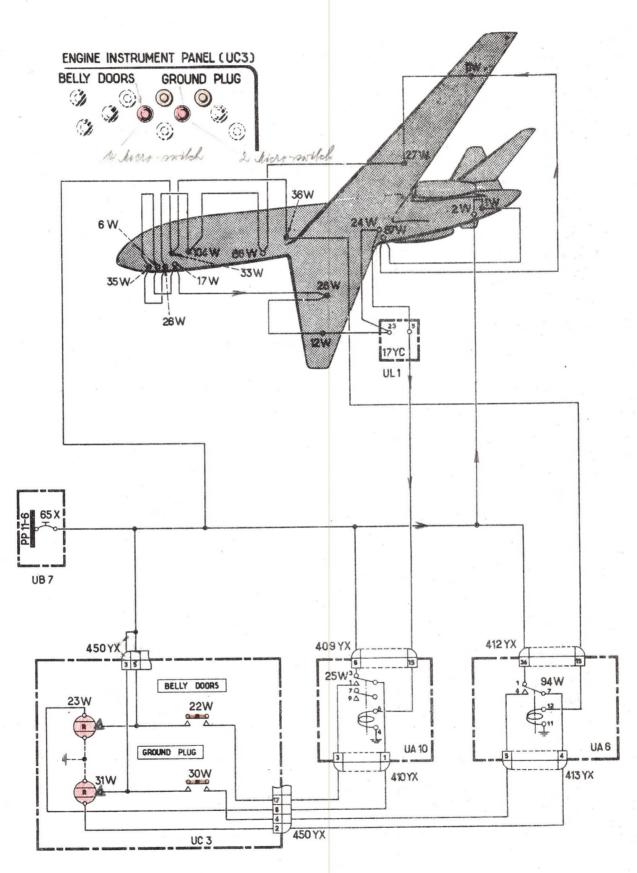


AUSTRIAN AIRLINES

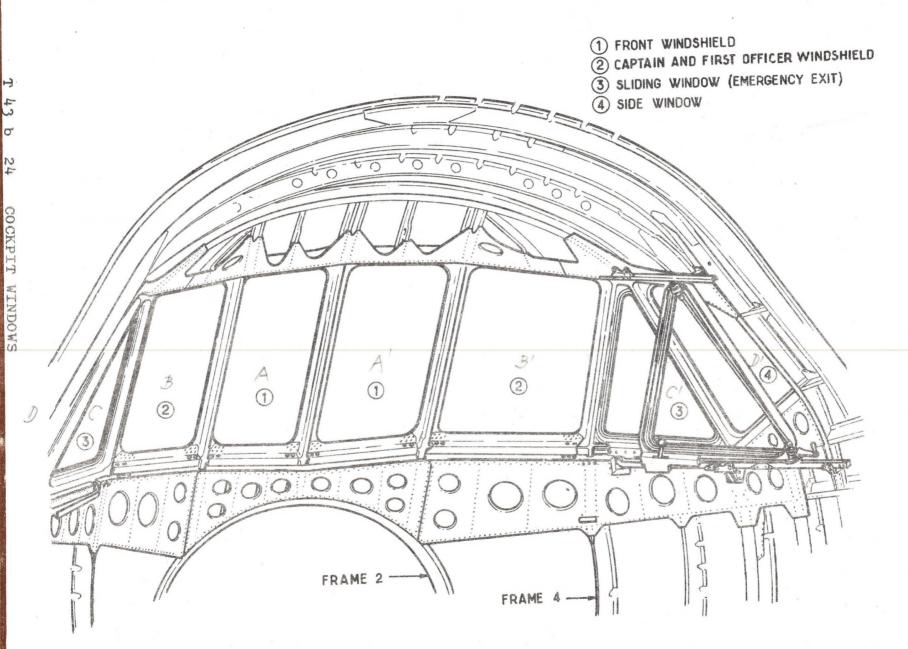
AUA



,.UA

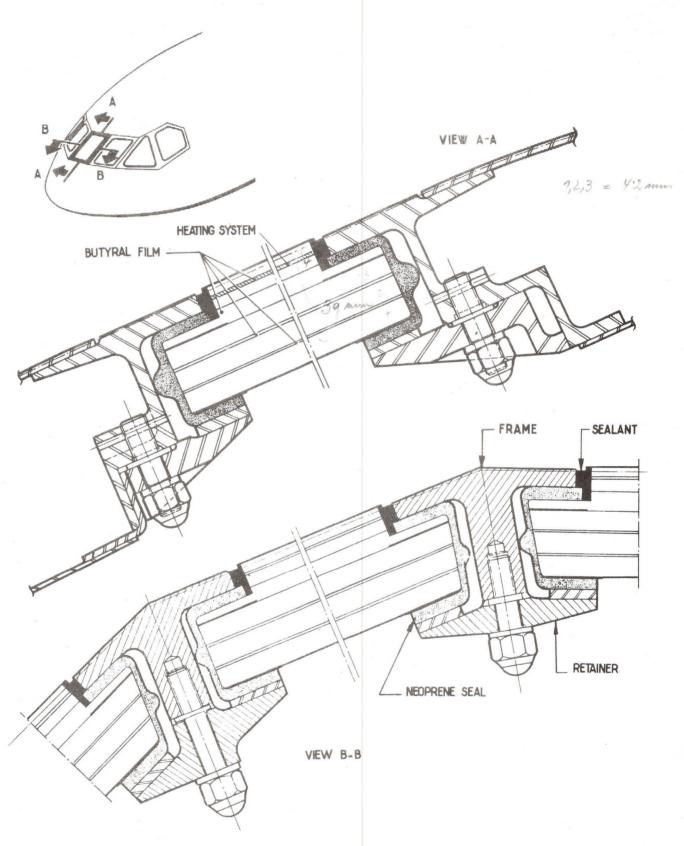


T 43 b 23 CARGO DOORS AND SERVICE PANELS WARNING SYSTEM

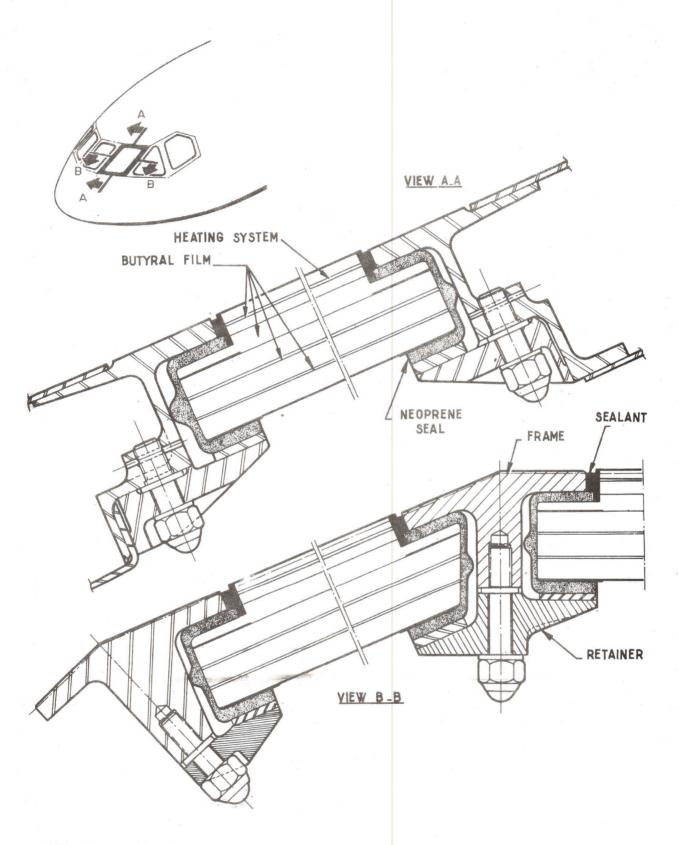




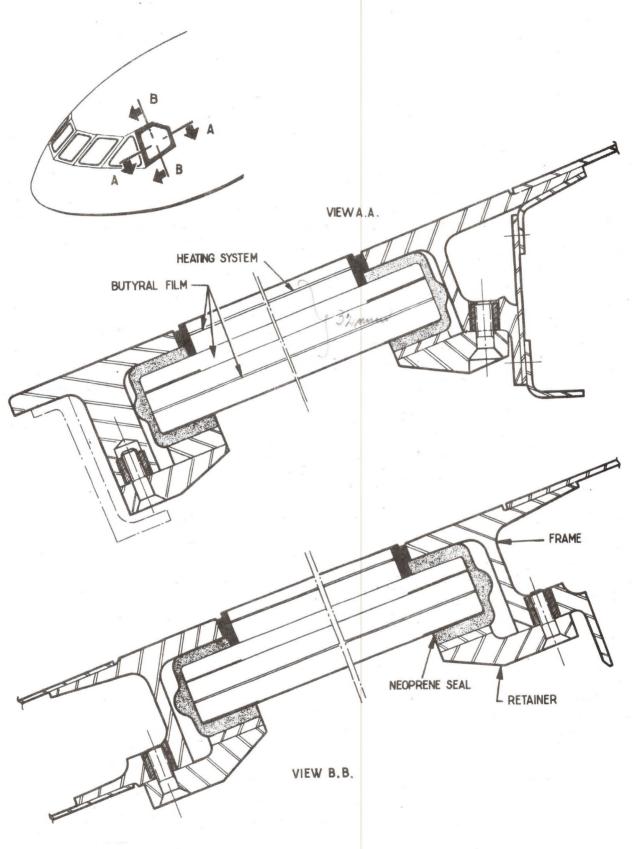




T 43 b 25 COCKPIT FRONT WINDSHIELD



T 43 b 26 COCKPIT CAPTAIN WINDSHIELD



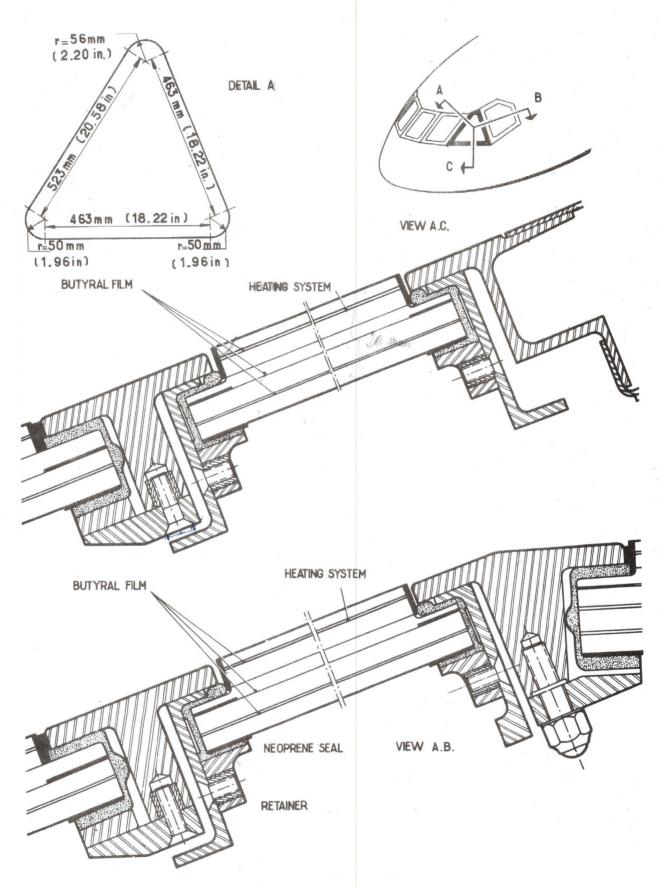
T 43 b 27 COCKPIT SIDE WINDOW

T 43 b

200

COCKPIT SLIDING WINDOW MECHANISM

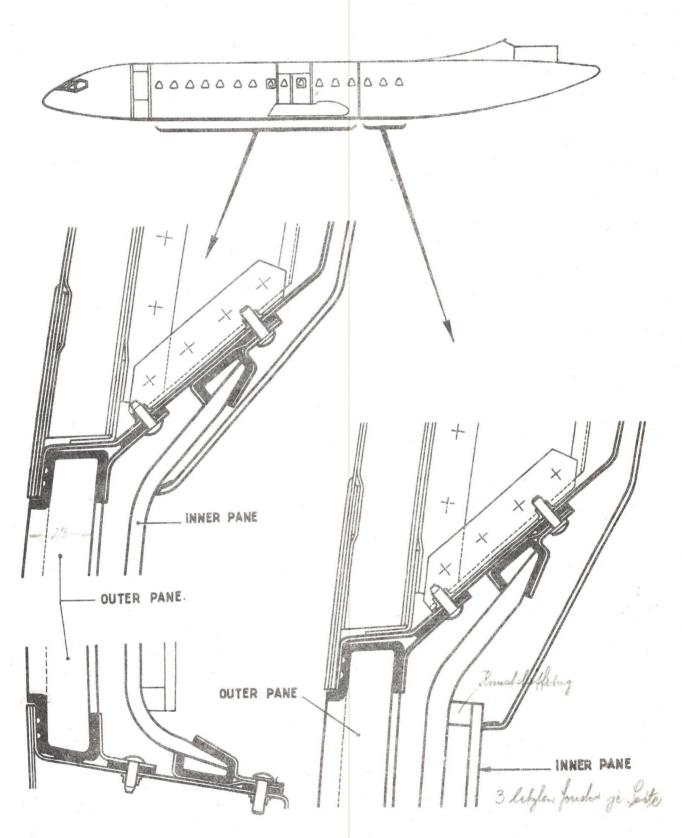




T 43 b 29 SLIDING WINDOW ASSEMBLY

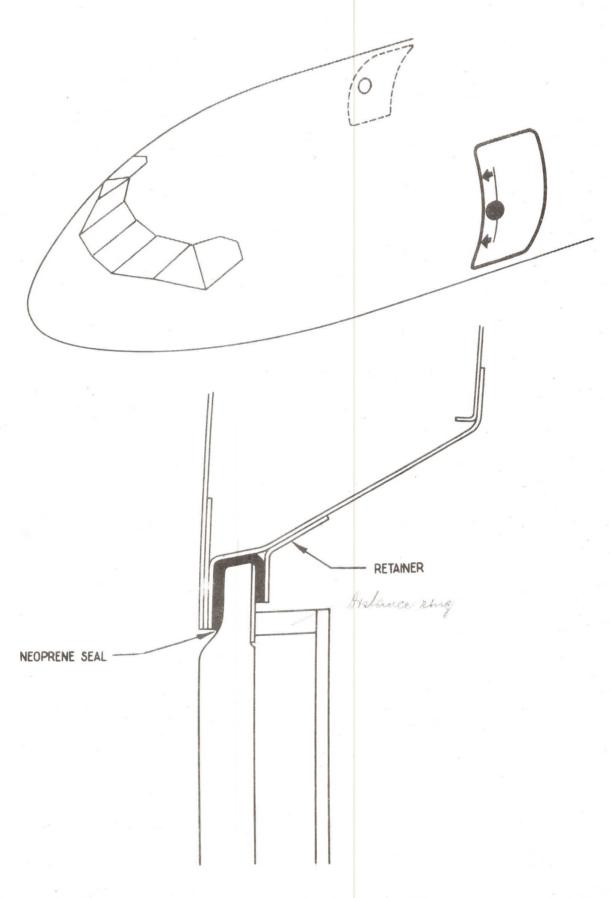
AUSTRIAN AIRLINES

JUA

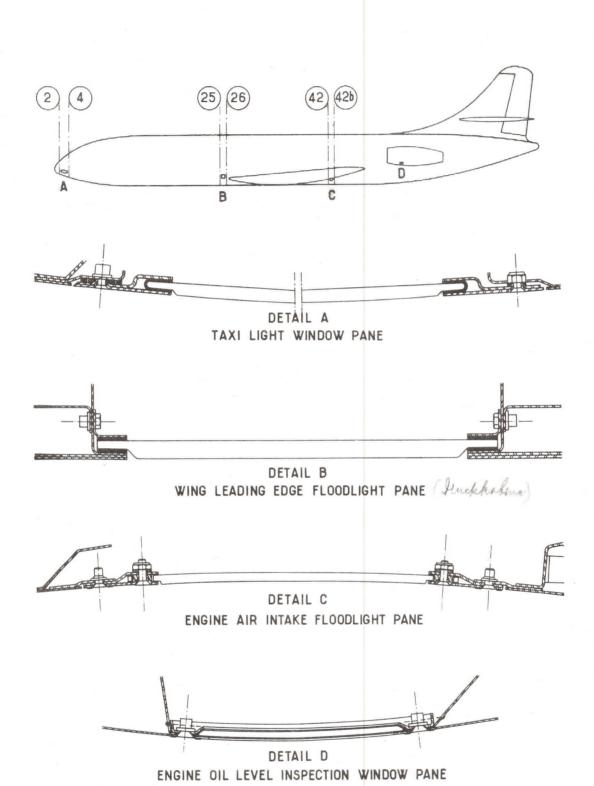


T 43 b 30 CABIN WINDOWS



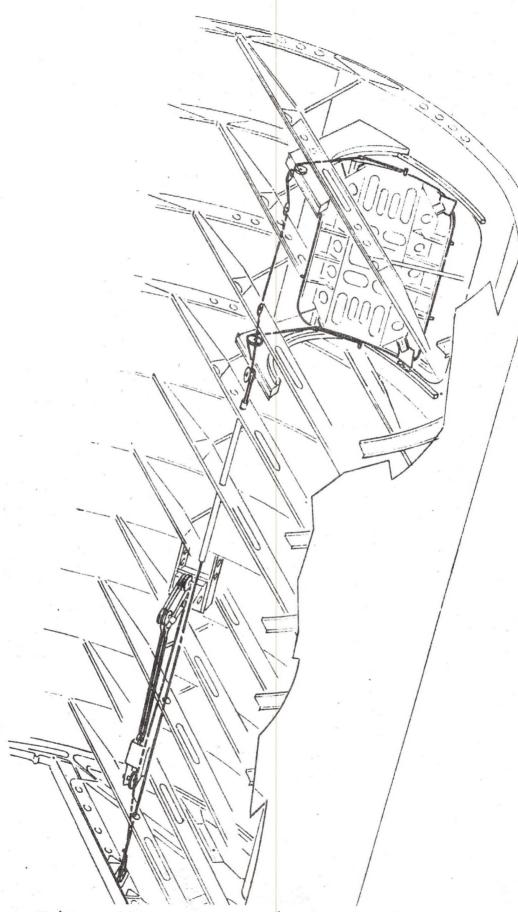


T 43 b 31 DOOR WINDOWS



T 43 b 32 INSPECTION AND OBSERVATION WINDOWS

AUSTRIAN AIRLINES



T 43 b 33

CARGO DOOR (AUA-VERSION)

AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

AIR

(S.E. 210, ATA-Ref. 75)

T 45 f

Bearbeitet: Kozak

Ausgabe: 2/1/63

Service No.

Air



AIR

(ATA-Ref. 75)

Inhaltsangabe

Power Plant Anti-Icing

1. Allgemeines

Engine Anti-Icing

- 1. Anforderungen an das System
- 2. Arbeitsweise
 - A. Verteilung der Enteisungsluft
 - B. Engine Anti-Icing Hot Air Valve

Nose Cowl und Stub Wing Leading Edge Anti-Icing

- 1. Allgemeines
 - A. Leitungsverlauf
 - B. Luftführung in Nose Cowl und Stub Leading Edge
 - C. Nose Cowl Anti-Icing-Valve

Bedienung und Anzeigen

- Engine-, Nose Cowl und Stub Leading Edge Anti-Icing System
 - A. Bedienung
 - B. Anzeigen
- 2. Überdruckwarnung beim Engine Anti-Icing System

Nacelle- und Stub Compartment-Kühlung und Ventilation

- 1. Allgemeines
- 2. Generator Kühlung
- 3. Alternator Kühlung

T 45 f 1



AIR

(ATA-Ref. 75)

Abbildungsverzeichnis

Ţ	45	f 1	Power Plant Anti-Icing
T	45	f 2	Engine Anti-Icing System
I	45	f 3	Operation of Hot Air Valve (TAv. 476)
T	45	f 4	Engine Anti-Icing Hot Air Valve
T	45	f 5	Engine Anti-Icing Hot Air Valve Characteristics
T	45 :	f 6	Engine Nose Cowl und Stub Wing Leading Edge Anti-Icing
T	45	f 7	Engine Nose Cowl und Stub Wing Leading Edge
			Anti-Ice Ducting (Schematisch)
T	45 :	f 8	Nose Cowl Anti-Ice Valve (Half Capacity Valve)
T	45	£ 9	Engine und Nose Cowl Anti-Ice System Stromkreis -
			Schematisch (Linkes System dargestellt)
T	45 5	f 10	Engine Anti-Icing Overpressure Indicating Stromkreis
T	45 t	£ 11	Nacelle und Stub Compartment Ventilation
T	45 1	12	Engine Stub Equipment

AIR

Power Plant Anti-Icing

1. Allgemeines (Abb. 1)

Das Triebwerk stellt die Quelle jener Heißluft dar, mit der Flugzeug- und Triebwerksteile enteist werden, bzw. mit der andere Systeme mit Druckluftbedarf versorgt werden.

Die durch die Verdichtung im Triebwerksverdichter erhitzte Luft wird durch Rohrleitungen den verschiedenen Systemen zugeführt.

Jedes Triebwerk versorgt folgende Bauteile bzw. Systeme mit Luft:

Engine Anti-Icing: Intake Guide Vanes
Starter Fairing
Engine Air Intake Webs
Statorschaufeln der Stufe "00"

Nose Cowl und Stub Leading Edge Anti-Icing und die Nacelle Ventilation Nozzles.

Airfoil Anti-Icing (Tragflächen- und Leitwerk-Enteisung)

Servodyne-Heating

Hydraulic Reservoir Pressurization

Fuel Heater (Fuel Filter Anti-Icing)

Air Conditioning System.

Engine Anti-Icing

1. Anforderungen an das System

Das System hat die Aufgabe, unter allen Betriebsbedingungen eine Eisbildung im Lufteintritt des Triebwerkes zu verhindern und so einen sicheren Betrieb zu gewährleisten.

2. Arbeitsweise

A. Verteilung der Enteisungsluft (Abb. 2)

Folgende Triebwerksbauteile werden mit Enteisungsheißluft versorgt:

- (1) Air Intake Casing Webs
- (2) Starter Motor Fairing
- (3) Intake Guide Vanes
- (4) Stator Blades der Stufe "00"

Diese Bauteile werden aus einer rund um das Air Intake Casing geformten Ringleitung versorgt, wobei die Luft drei Wege nimmt.

(1) Durch Kanäle in den Vorderkanten der Air Intake Casing Webs zu einer Ringleitung rund um das Front Bearing Housing.

Die Luft wird dann durch neun Rohre zwischen den beiden Starter Fairing Blechkörpern nach vorne geführt, wo sie aus den Rohren austritt und zwischen den Blechkörpern rückwärtsströmt und sich dem Luftstrom rund um das Starter Fairing beimischt.

(2) Durch die hohlen Lagerzapfen der Intake Guide Vanes in den Innenraum dieser hohlen Leitschaufeln.

Diese Luft gelangt durch eine Anzahl kleiner Bohrungen an der Schaufelrückseite wieder in den Verdichterluftstrom.

(3) Durch Bohrungen im Air Intake- und Compressor-Casing in die Statorschaufeln der Stufe "00".

Die Luft zirkuliert in der Statorschaufel und strömt durch Rückschlagventile im Verdichtergehäuse in die Triebwerksgondel ab.

B. Engine Anti-Icing Hot Air Valve (Abb. 3 und 4)
Die für die Enteisung der Triebwerksteile benötigte Luft
wird an der linken Triebwerksseite vom Verdichteraustritt
entnommen und von einer Rohrleitung zu der bereits erwähnten
Ringleitung rund um das Air Intake Casing geführt.

In dieser Leitung befindet sich das Hot Air Valve, das den Druck der zum Air Intake strömenden Heißluft regelt (Abb. 3).

Das Ventil besteht aus folgenden Bauteilen:

- (1) Control Sleeve
- (2) Shut Off Piston
- (3) Regulating Valve
- (4) Twin Spool Valve

Die Control Sleeve bildet das eigentliche Ventil. Sie verändert den Durchströmquerschnitt derart, daß der Enteisungsluftdruck nach dem Ventil nicht größer als 48 psi ist.

Bei stehendem Triebwerk wird das Ventil von dem federbelasteten Shut Off Piston geschlossen gehalten.

Bei laufendem Triebwerk, jedoch abgeschaltetem Anti-Icing System gelangt Verdichteraustrittsluft an die Federseite des Kolbens, auf dessen anderer Seite atmosphärischer Luftdruck wirkt.

Wird das Enteisungssystem eingeschaltet, dann wird die Federseite des Kolbens zur Atmosphäre entlüftet und die andere Kolbenseite mit Druckluft beaufschlagt, deren Druck durch das Regulating Valve geregelt wird.

Dadurch bewegt sich der Kolben entgegen der Federkraft nach rechts (Abb. 3) und die Druckluft, die auch auf die Innenseite der Control Sleeve wirkt, öffnet das Hot Air Valve, indem sie die Control Sleeve nach rechts bewegt und damit drei Durchströmöffnungen freigibt.

Wenn der Druck der Enteisungsluft nach dem Hot Air Valve den maximal zulässigen Wert erreicht hat, dann wird sich die Control Sleeve zurückbewegen und durch Verringern des Strömungsquerschnittes eine weitere Druckerhöhung hinter dem Hot Air Valve verhindern.

Der Wechsel der auf den Kolben wirkenden Druckluft wird durch das Twin Spool Valve hervorgerufen.

Das Twin Spool Valve wird von einem Solenoid betätigt, das erregt ist, wenn im Cockpit der auf Panel UP 3 befindliche Schalter "Engine De-Icing" in die Stellung ON gebracht wird. (Siehe Abb. 9, L.H. Engine 42 D, R.H. Engine 43 D).

Nose Cowl und Stub Wing Leading Edge Anti-Icing

1. Allgemeines

Die Vorderkante der Triebwerksgondel und der Stub Wing wird zur Vermeidung von Eisbildung enteist.

Von der Luftleitung des Airfoil Anti-Icing System wird Luft abgenommen und zur Nose Cowl bzw. zum Stub Wing geführt.

T 45 f 6

A. Leitungsverlauf (Abb. 6)

Heißluft wird der Enteisungshauptleitung (Main Bleed Duct) entnommen, bevor diese in den Stub Wing eintritt.

Die Leitung verläuft entlang dem Brandschott zwischen Nacelle und Stub Wing bis zum Nacelle Frame O.

Die Leitung gabelt sich dort, um die Heißluft der Nose Cowl an zwei einander diametral gegenüberliegenden Stellen zuzuführen.

Zwischen den Nacelle Frames 3 und 4 befindet sich das Regelventil dieses Systems in der Leitung. Dieses Ventil trägt verschiedene Bezeichnungen: Three Position Anti-Ice Valve, Nose Cowl Anti-Ice Valve, Half Capacity Valve.

Dieses Ventil hat drei Stellungen: Geschlossen, Mittel (Intermediate, Half Capacity) und Offen.

Eine Drosselblende (Restrictor, Diaphragm) ist vor der Gabelung in die Leitung eingebaut und soll die große Luftzufuhr drosseln (Detail A in Abb. 6).

Nach dem Anti-Ice Valve zweigt eine Leitung ab, um die Stub Leading Edge und Ram Air Inlets für Ventilationsluft des Stub Wing mit Enteisungsluft zu versorgen.

B. Luftführung in Nose Cowl und Stub Leading Edge (Abb. 7)
Die Zirkulation der Enteisungsluft in der Vorderkante von
Nacelle und Stub Wing kann aus Abb. 7 entnommen werden. Auch
die Enteisung der Ventilation Ram Air Inlets läßt sich im
Detail "Cross Section A-A" gut erkennen.



C. Nose Cowl Anti-Icing Valve (Abb. 8)

Dieses Ventil hat drei Stellungen: Offen, Mittel und Geschlossen.

(1) Beschreibung

Das Ventil (Butterfly) wird von einem Elektromotor über ein Getriebe bewegt.

Drei auf der Ventilwelle befestigte Nocken betätigen vier Microswitches, welche die drei Ventilstellungen fixieren.

(2) Normaler Betrieb

Bei abgeschaltetem Enteisungssystem ist das Ventil geschlossen.

Wird das Enteisungssystem eingeschaltet, dann öffnet das Ventil gänzlich und die zur Nose Cowl strömende Luft wird nur durch die Drosselblende vor der Gabelung geregelt.

(3) Sicherheitsvorkehrung

Wird mit dem Throttle Lever eine Triebwerksdrehzahl über 8 000 RPM selektiert, oder schließt die Two Position Nozzle, dann bewegt sich bei eingeschaltetem Anti-Ice System das Ventil in die Mittelstellung (Intermediate Position 25°).

Bedienung und Anzeigen

1. Engine-, Nose Cowl und Stub Leading Edge Anti-Icing System

A. Bedienung (Abb. 9)

Diese Enteisungssysteme werden gemeinsam mit dem Schalter Engine De-Icing auf Panel UP 3 geschaltet (L.H. Engine 42 D, R.H. Engine 43 D).



Die genannten Schalter sind mit den Schaltern 63 D (L.H.) bzw. 62 D (R.H.) gekoppelt. Diese betätigen das Enteisungs-ventil für die Ram Air Inlets der Primary Heat Exchanger im Air Conditioning System. Diesbezüglich siehe Kapitel T 42 a (ATA-Ref. 21).

B. Anzeigen

Die Stellungen der Engine Anti-Icing Hot Air Valves und Three Position Valves werden von Magnetic Indicators angezeigt, die unterhalb der Schalter angordnet sind.

(1) Magnetic Indicators für Hot Air Valve

Die Magnetic Indicators für die Stellung des Engine Anti-Icing Hot Air Valve (Electrovalve) tragen die Beschriftung "ENGINE" und zeigen:

- (a) weiß, wenn das Ventil geöffnet ist und den Druck regelt.
- (b) schwarz, wenn das Ventil geschlossen ist.
- (2) Magnetic Indicators für Three Position Valve

Die Magnetic Indicators der Three Position Valves tragen die Beschriftung "NACELLE" und zeigen:

- (a) weiß, wenn das Ventil in den Stellungen OPEN oder INTERMEDIATE ist.
- (b) schwarz und weiß gestreift, wenn sich das Ventil bewegt.
- (c) schwarz, wenn das Ventil geschlossen ist.
- (3) Half Capacity Indicating Light

Befindet sich das Three Position Valve in der Mittelstellung, dann leuchtet zusätzlich zum weiß zeigenden Magnetic Indicator das Half Capacity Indicating Light (Amber, L.H. - 29 D, R.H. - 161 D, Panel UP 3)



2. Überdruckwarnung beim Engine Anti-Icing System (Abb. 10)

Beachte: Die Bauteile dieses Systems sind am Flugzeug montiert,
sollen jedoch erst zu einem späteren Zeitpunkt angeschlossen werden.

Sollte im Engine Anti-Icing System ein Überdruck entstehen, dann löst ein durch den in der Leitung vom Hot Air Valve zum Engine Air Intake herrschenden Luftdruck betätigter Microswitch folgenden Alarm aus:

- A. Single Stroke Bell ertönt.
- B. Das Warnlicht "ENGINE ANTI-ICE" (347 D) auf Panel UP 5 leuchtet auf.
- C. Das Anzeigelicht LH FAIL (345 D) oder RH FAIL (346 D) auf Panel UP 3 leuchtet.

Durch Drücken des ENGINE ANTI-ICE Warnzeichens kann dessen Licht und die Glocke abgeschaltet werden. Außerdem wird dadurch das Relay 348 D während der ganzen Zeit des herrschenden Überdruckes erregt.

Eine Überprüfung des Alarmsystems kann durch Drücken der Testbuttons LH TEST (343 D) und RH TEST (344 D) erfolgen.

Nacelle und Stub Compartment-Kühlung und Ventilation

1. Allgemeines (Abb. 11)

Aus Gründen der Sicherheit wurde die Triebwerksgondel und der Stub Wing in mehrere Zonen unterteilt, deren jede mit einer unabhängigen Ventilation versehen ist.

Der Stub ist in fünf Zonen unterteilt und zwar:

- Fuel Low Pressure Shut Off Cock Zone (A I)
- Marston Fuel Heater Zone (A II)
- Electrical Connector Zone (A III)
- Accessory und Hydraulic Pump Zone (A IV)
- Generator und Fire Extinguisher Bottle Zone (A V)

T 45 10



Ventilationsluft betritt den Stub durch Staulufteinlässe an Vorderkante und Oberseite, sie verläßt den Stub durch Öffnungen an der Unterseite.

Ein Pressure Relief Door an der Unterseite des hinteren Endes des Stub Wing schützt die Struktur des Stub Wing vor Überbeanspruchung bei Platzen einer Druckkabinen-Luftleitung.

Die Nacelle ist durch eine Fire Wall in zwei Zonen geteilt.

Die Ventilationsluft der Nacelle tritt durch Staulufteinlässe ein, die mit Induktionsdüsen versehen sind.

Zwei Pressure Relief Doors schützen die Struktur vor Überbeanspruchung im Falle einer Explosion oder einer defekten Enteisungsleitung. Diese Tore öffnen, um den Druck abzulassen und schließen dann sofort wieder, um zu vermeiden, daß Feuerlöschmittel verloren geht.

Der in der Nacelle normalerweise herrschende geringe Überdruck fördert die wirksame Drainage.

2. Generator Kühlung (Abb. 12)

Ein Ram Air Inlet an der Oberseite des Stub Wing hinter Nacelle Frame 11 nimmt Luft auf und führt sie in die Generator-Kühlleitung.

Die Luft umströmt den Generator und tritt an der Unterseite des Stub Wing aus.

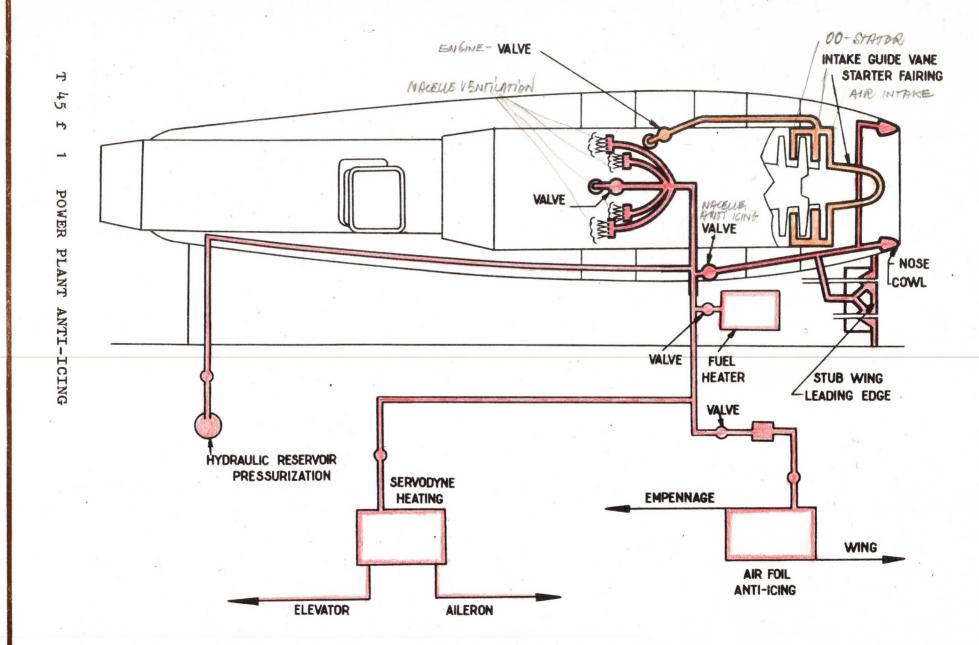
Ein Teil der Engine Low Pressure Cooling Air wird durch den Kühlluftaustritt des Generators geführt und induziert so erhöhten Kühlluftdurchsatz.



3. Alternator Kühlung

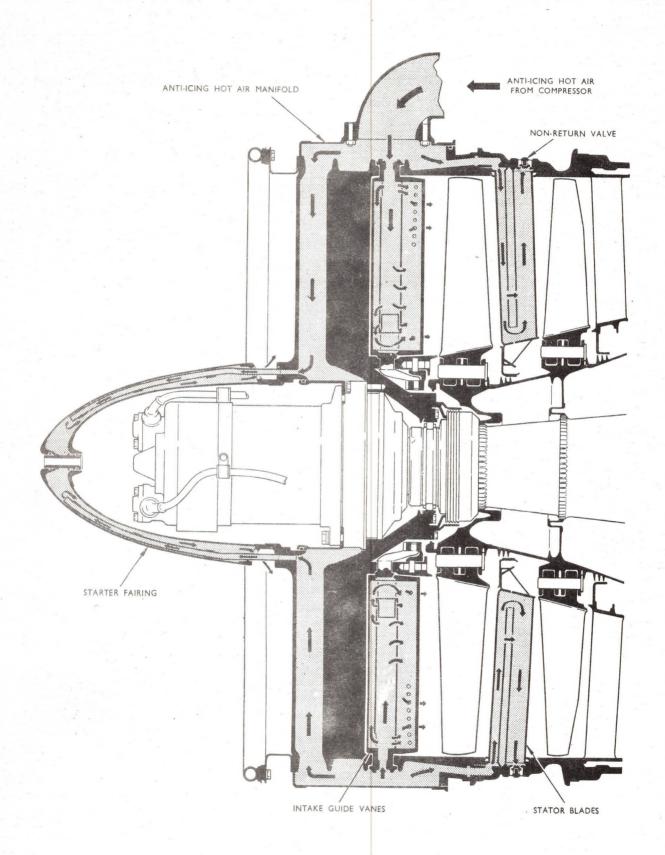
Von der Stufe 2 des Triebwerksverdichters wird Luft entnommen und als Kühlluft durch den Alternator geführt.

Die den Alternator verlassende Luft wird mittels eines kurzen Rohrstückes zu einer Öffnung in der Nacellewand geführt und tritt von dort ins Freie.





AUA



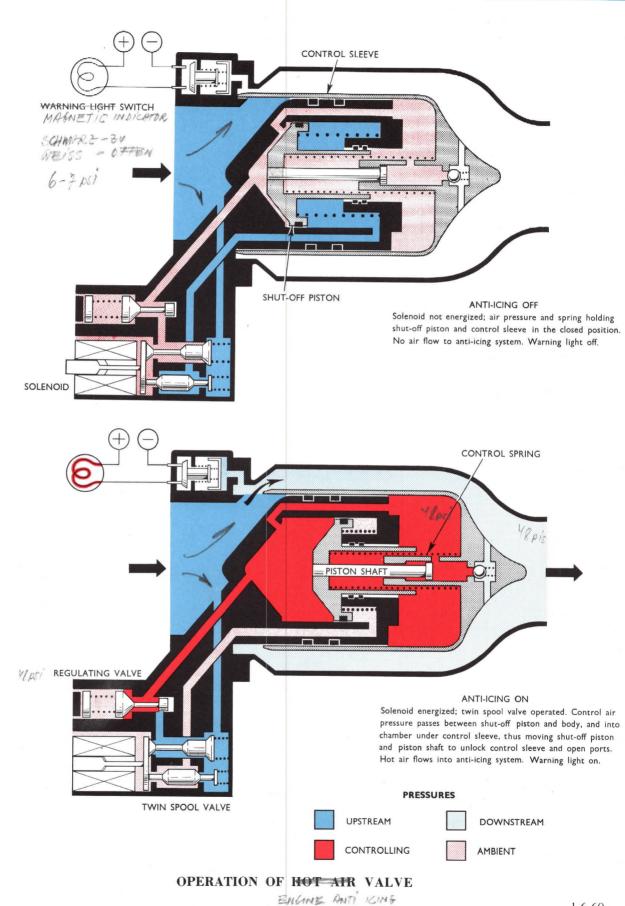
T 45 f 2 ENGINE ANTI-ICING SYSTEM



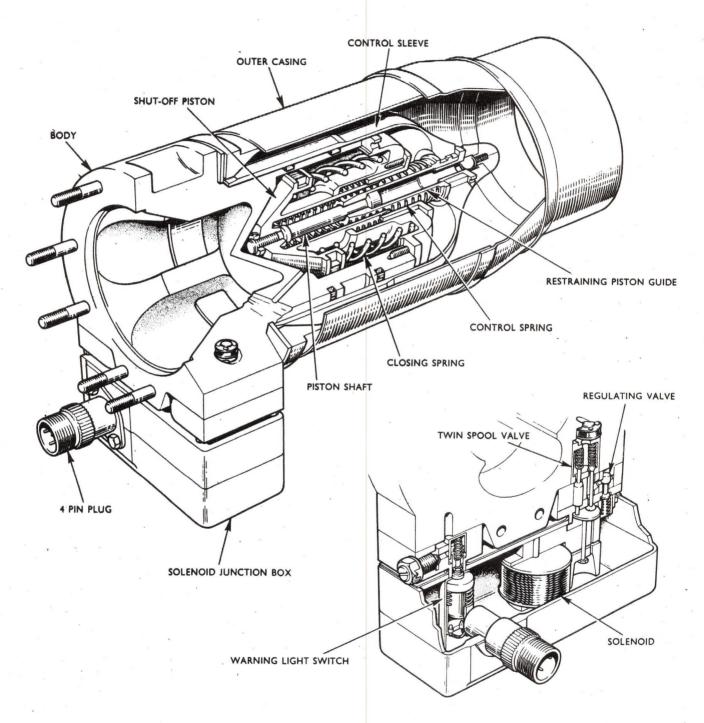
COURSE NOTE

O. TAv. 476

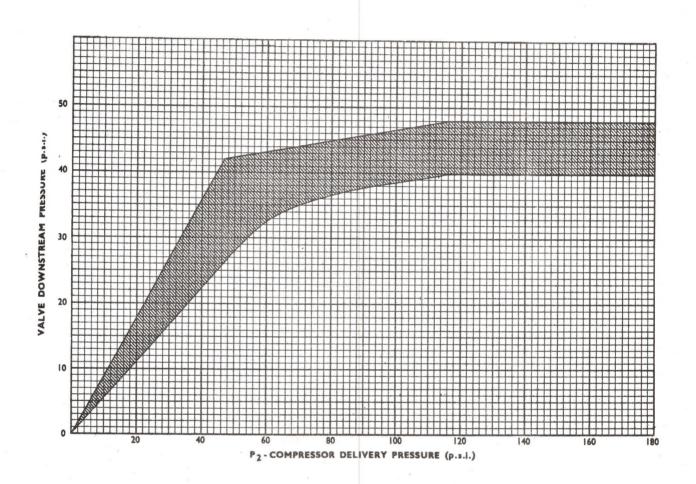
Printed in Great Britain







T 45 f 4 ENGINE ANTI-ICING HOT AIR VALVE



T 45 f 5 ENGINE ANTI-ICING HOT AIR VALVE CHARACTERISTICS

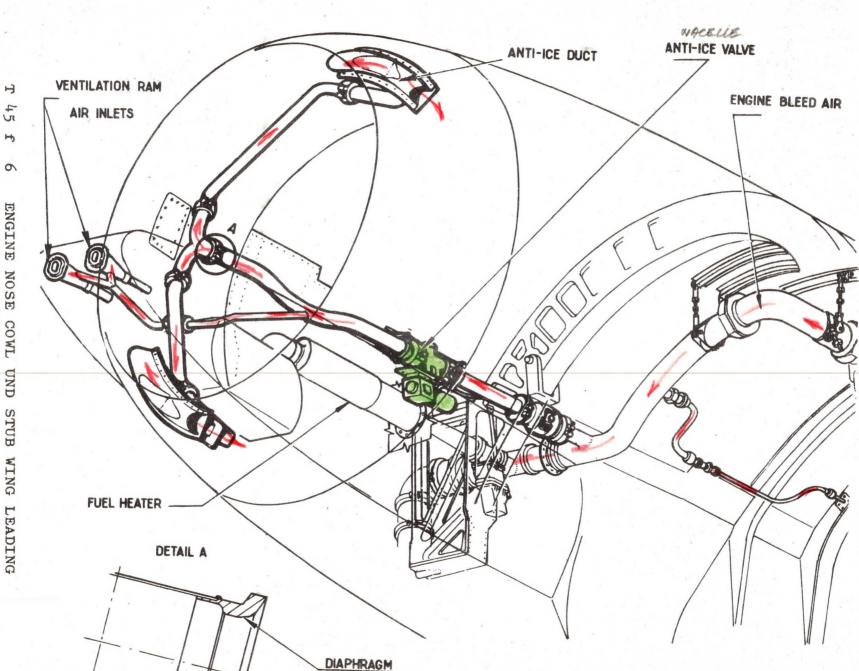


NUR

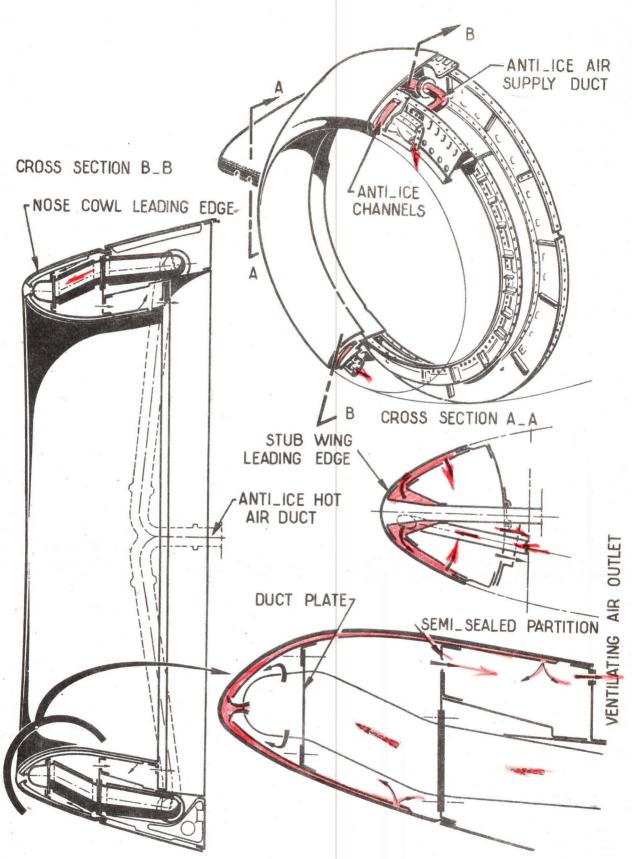
ZUR

SCHULUNG



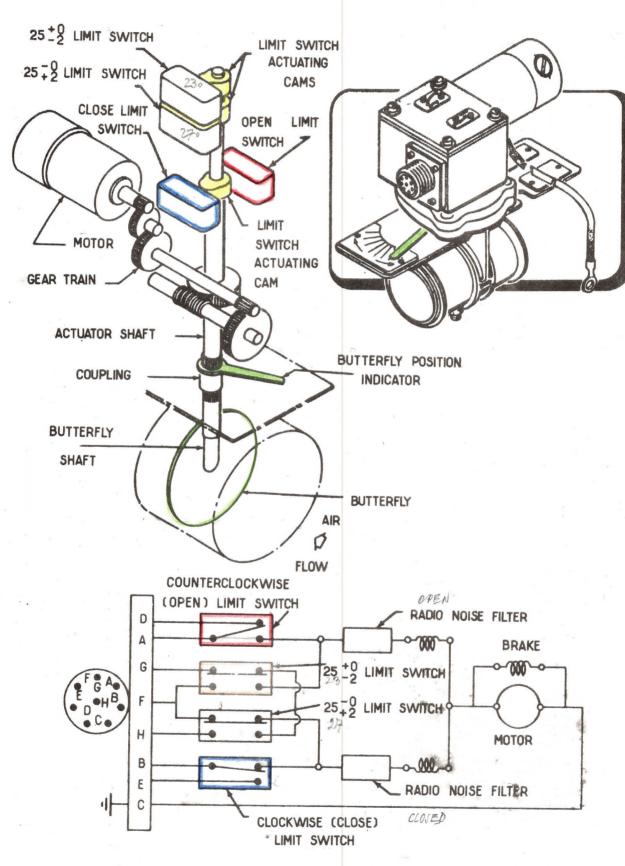


AUA



T 45 f 7 ENGINE NOSE COWL UND STUB WING LEADING EDGE ANTI-ICE DUCTING (SCHEMATISCH)

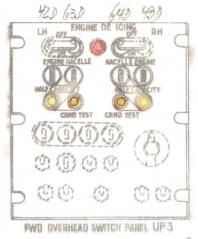


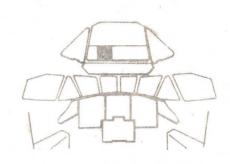


T 45 f 8 NOSE COWL ANTI-ICE VALVE (HALF CAPACITY VALVE)

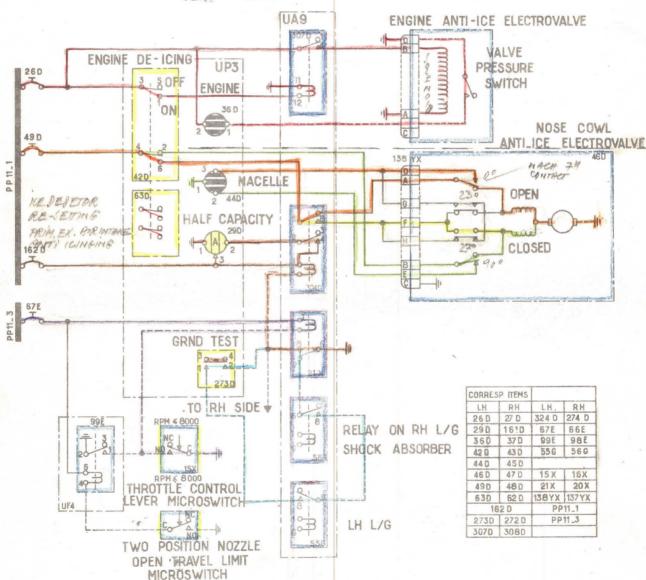
AUA

TECHNICAL SCHOOL NOTES





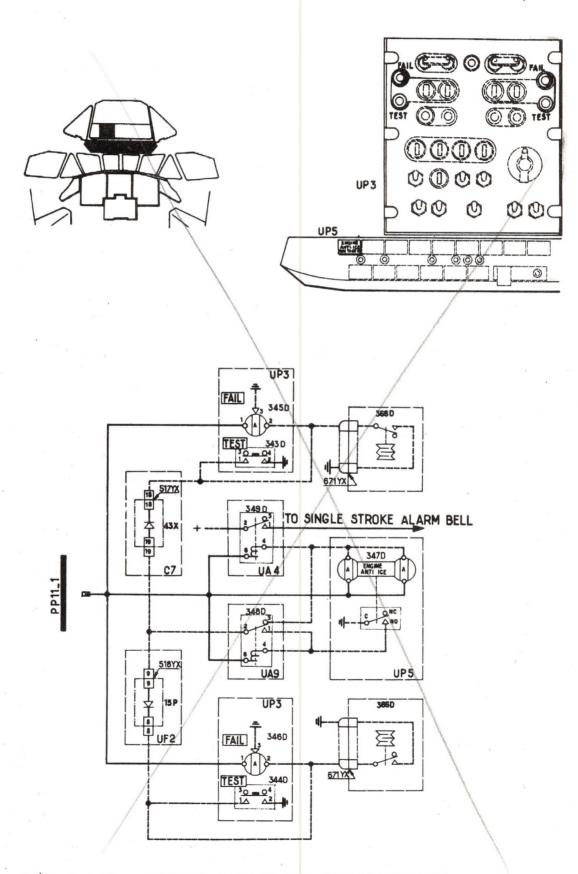
NEISS - OFFER



T 45 f 9 ENGINE UND NOSE COWL ANTI-ICE SYSTEM STROMKREIS - SCHEMATISCH (LINKES SYSTEM DARGESTELLT)

TEST - A.A. 35-70-0/7





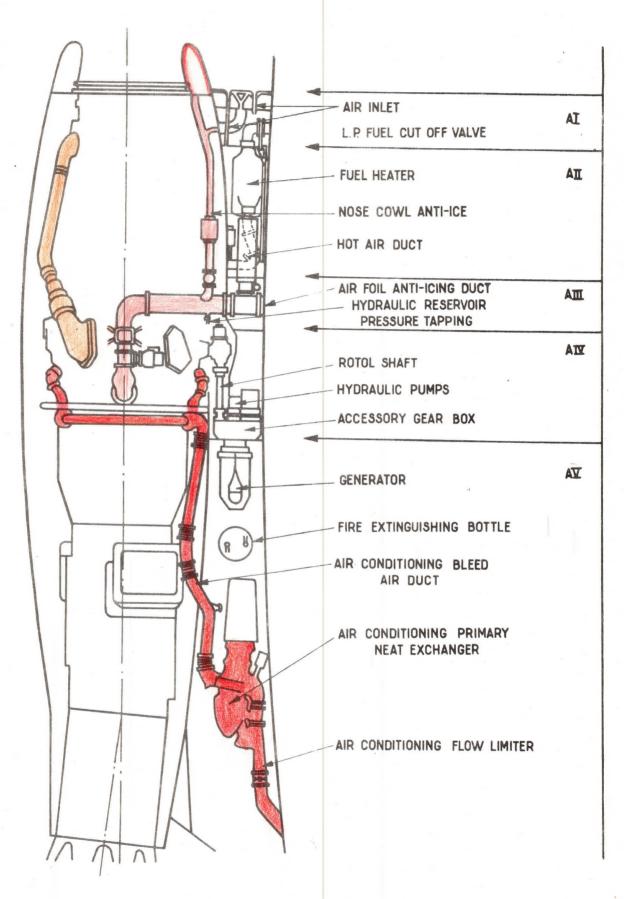
T 45 f 10 ENGINE ANTI-ICING OVERPRESSURE INDICATING STROMKREIS







AUA



T 45 f 13 ENGINE STUB EQUIPMENT



AIR

(S.E. 210, ATA-Ref. 75)

T 45 f

Bearbeitet: Kozak

Ausgabe: 2/1/63

TECHNICAL SCHOOL NOTES



AIR

(ATA-Ref. 75)

Inhaltsangabe

Power Plant Anti-Icing

1. Allgemeines

Engine Anti-Icing

- 1. Anforderungen an das System
- 2. Arbeitsweise
 - A. Verteilung der Enteisungsluft
 - B. Engine Anti-Icing Hot Air Valve

Nose Cowl und Stub Wing Leading Edge Anti-Icing

- 1. Allgemeines
 - A. Leitungsverlauf
 - B. Luftführung in Nose Cowl und Stub Leading Edge
 - C. Nose Cowl Anti-Icing-Valve

Bedienung und Anzeigen

- 1. Engine-, Nose Cowl und Stub Leading Edge Anti-Icing System
 - A. Bedienung
 - B. Anzeigen
- 2. Überdruckwarnung beim Engine Anti-Icing System

Nacelle- und Stub Compartment-Kühlung und Ventilation

- 1. Allgemeines
- 2. Generator Kühlung
- 3. Alternator Kühlung

T 45 f 1

TECHNICAL SCHOOL NOTES



AIR

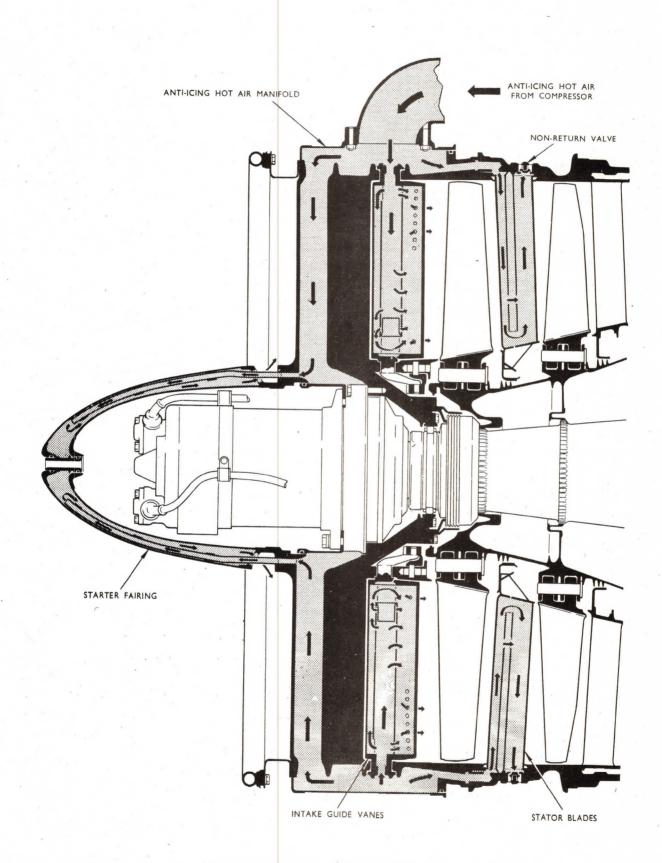
(ATA-Ref. 75)

Abbildungsverzeichnis

T 45 f	1	Power Plant Anti-Icing
T 45 f	2	Engine Anti-Icing System
T 45 f	3	Operation of Hot Air Valve (TAv. 476)
T 45 f	4	Engine Anti-Icing Hot Air Valve
T 45 f	5	Engine Anti-Icing Hot Air Valve Characteristics
T 45 f	6	Engine Nose Cowl und Stub Wing Leading Edge Anti-Icing
T 45 f	7	Engine Nose Cowl und Stub Wing Leading Edge
		Anti-Ice Ducting (Schematisch)
T 45 f	8.	Nose Cowl Anti-Ice Valve (Half Capacity Valve)
T 45 f	9	Engine und Nose Cowl Anti-Ice System Stromkreis -
		Schematisch (Linkes System dargestellt)
T 45 f 1	10	Engine Anti-Icing Overpressure Indicating Stromkreis
T 45 f 1	11	Nacelle und Stub Compartment Ventilation
T 45 f 1	12	Engine Stub Equipment



LUA



T 45 f 2 ENGINE ANTI-ICING SYSTEM

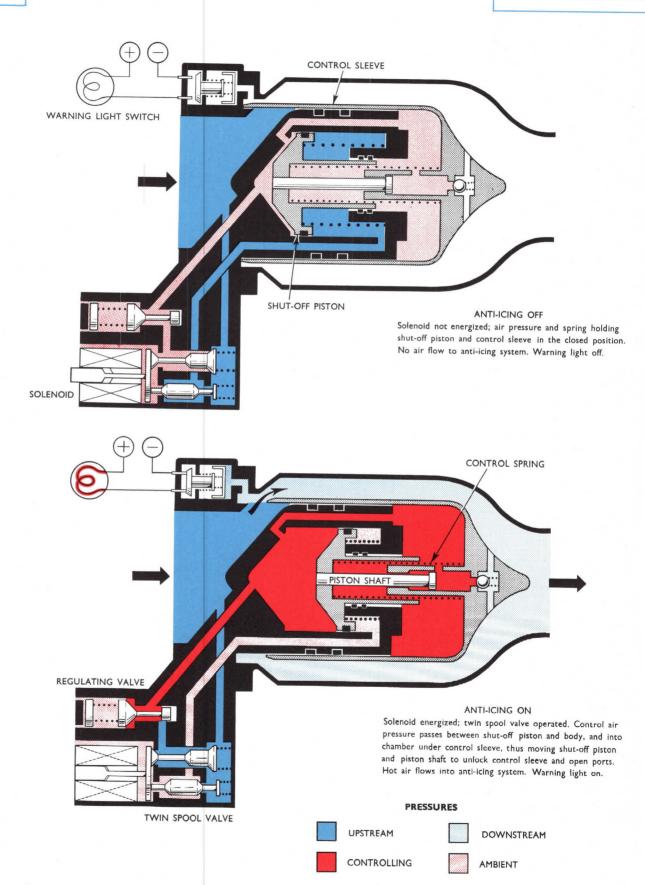


AERO ENGINE SCHOOL

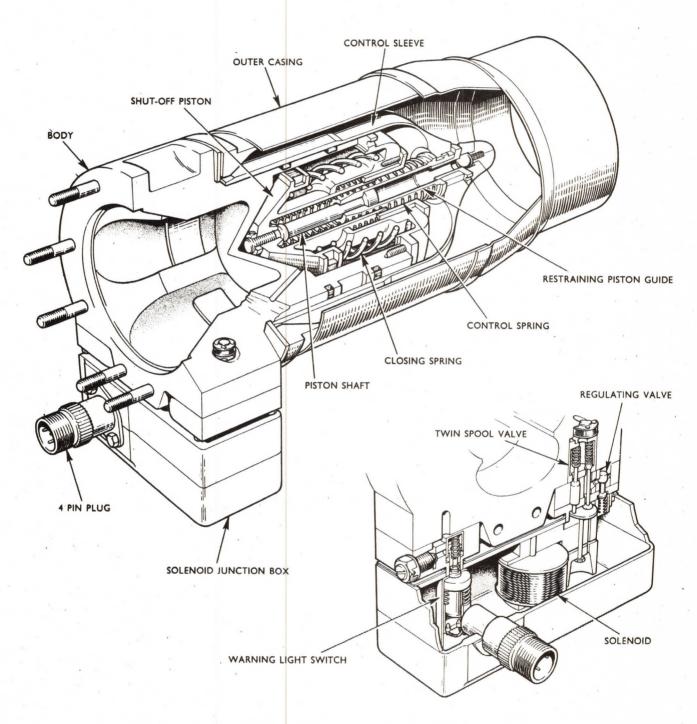
COURSE NOTE

D. TAv. 476

Printed in Great Britain

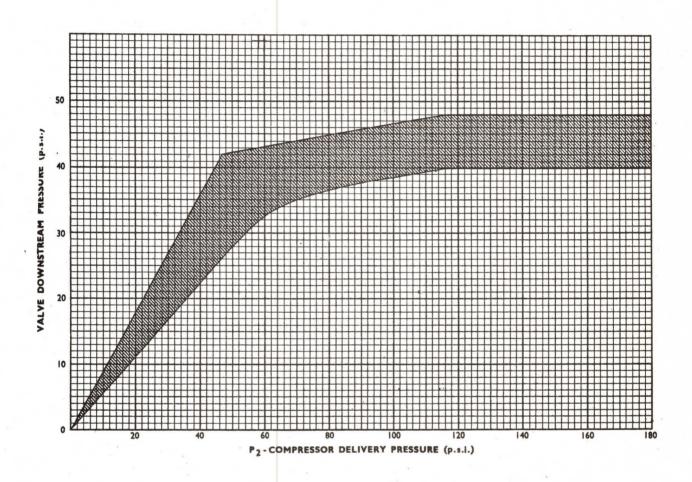




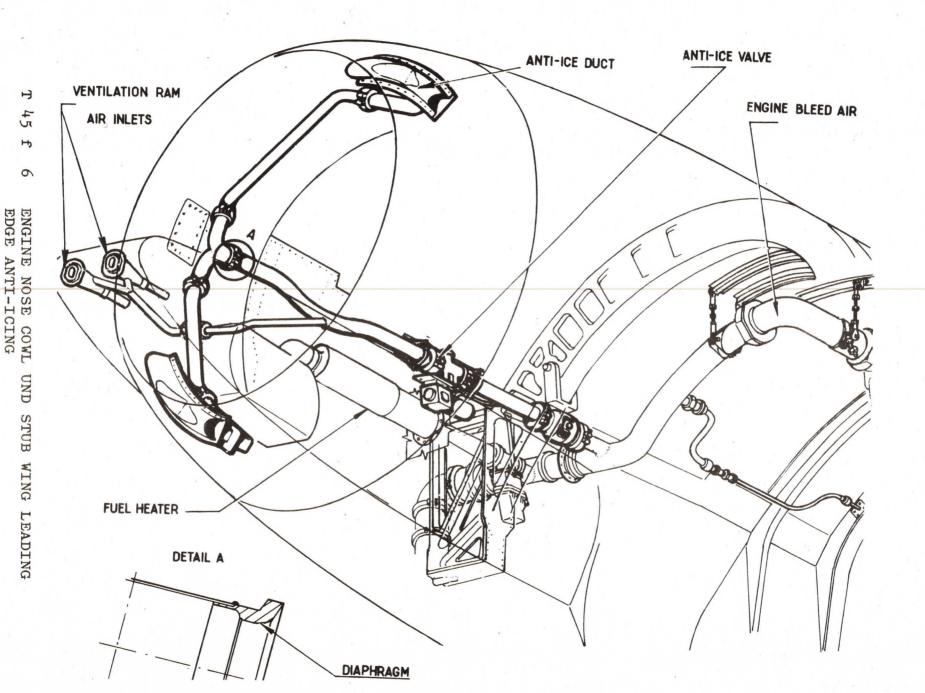


T 45 f 4 ENGINE ANTI-ICING HOT AIR VALVE



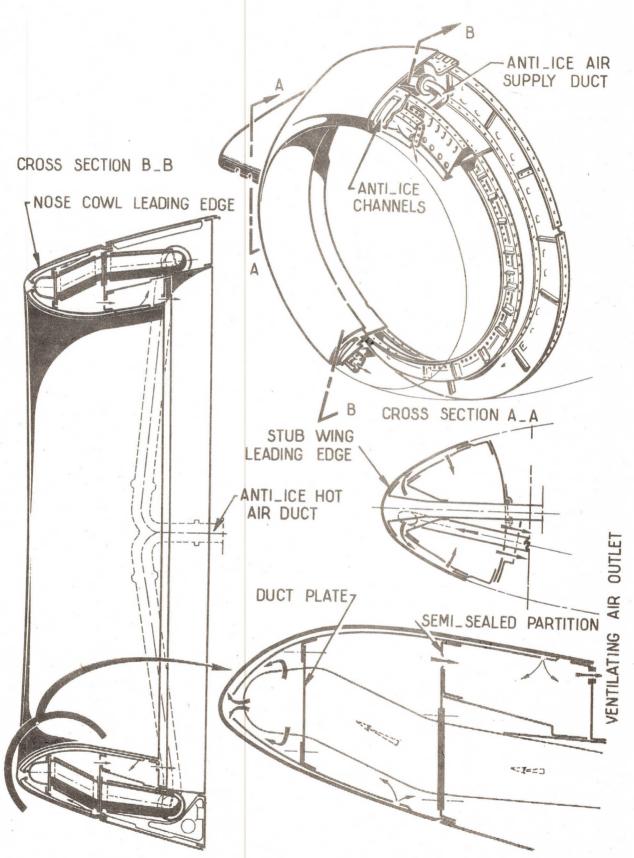


T 45 f 5 ENGINE ANTI-ICING HOT AIR VALVE CHARACTERISTICS



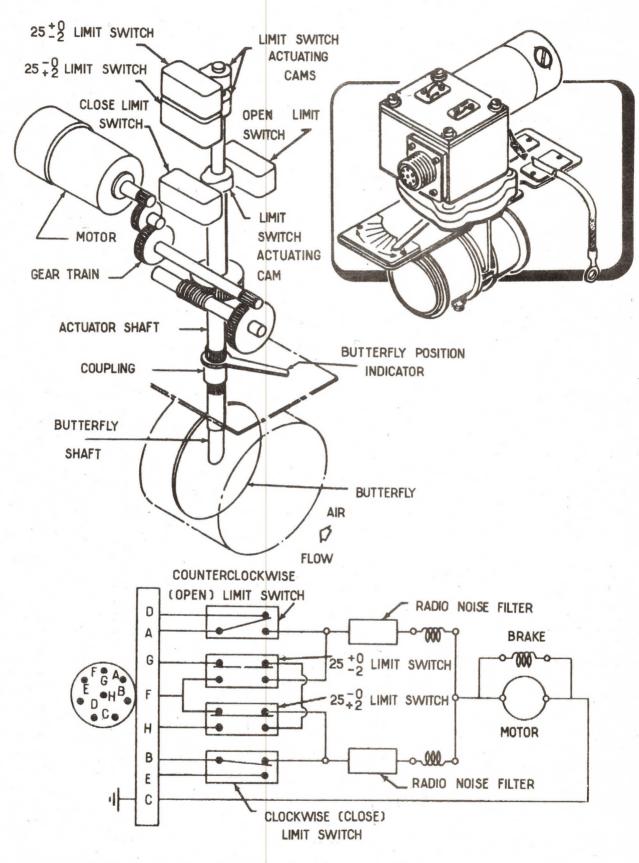


AUA



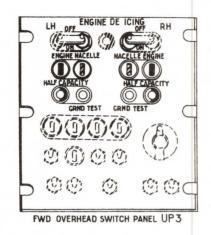
T 45 f 7 ENGINE NOSE COWL UND STUB WING LEADING EDGE ANTI-ICE DUCTING (SCHEMATISCH)

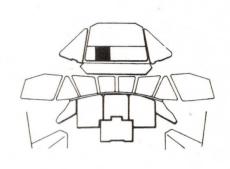


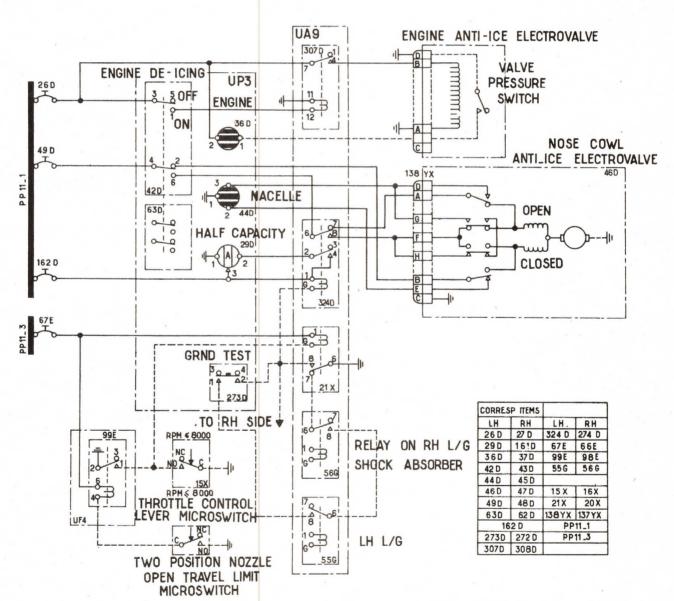


T 45 f 8 NOSE COWL ANTI-ICE VALVE (HALF CAPACITY VALVE)



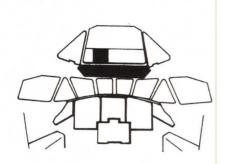


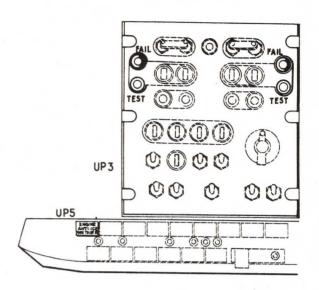


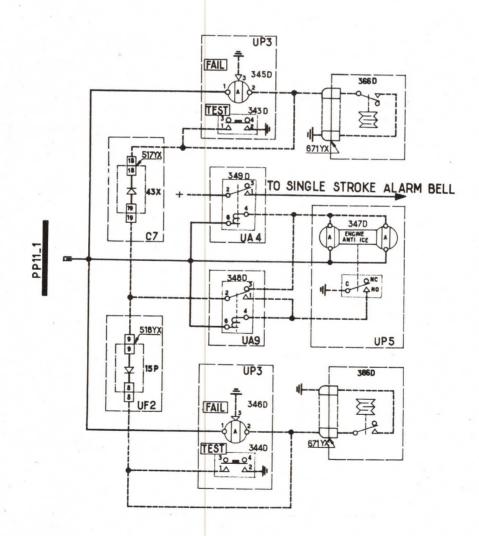


T 45 f 9 ENGINE UND NOSE COWL ANTI-ICE SYSTEM STROMKREIS - SCHEMATISCH (LINKES SYSTEM DARGESTELLT)

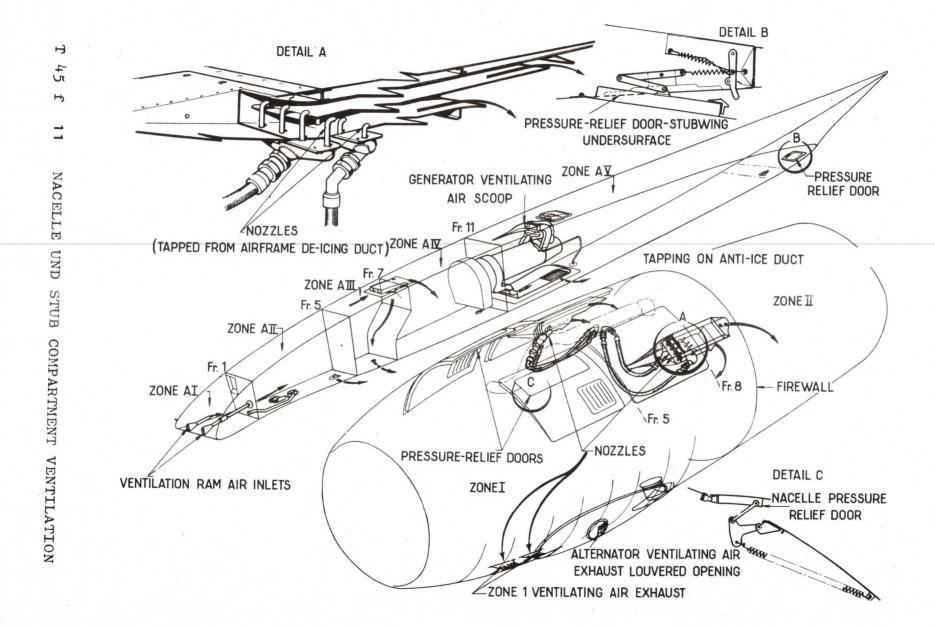








T 45 f 10 ENGINE ANTI-ICING OVERPRESSURE INDICATING STROMKREIS



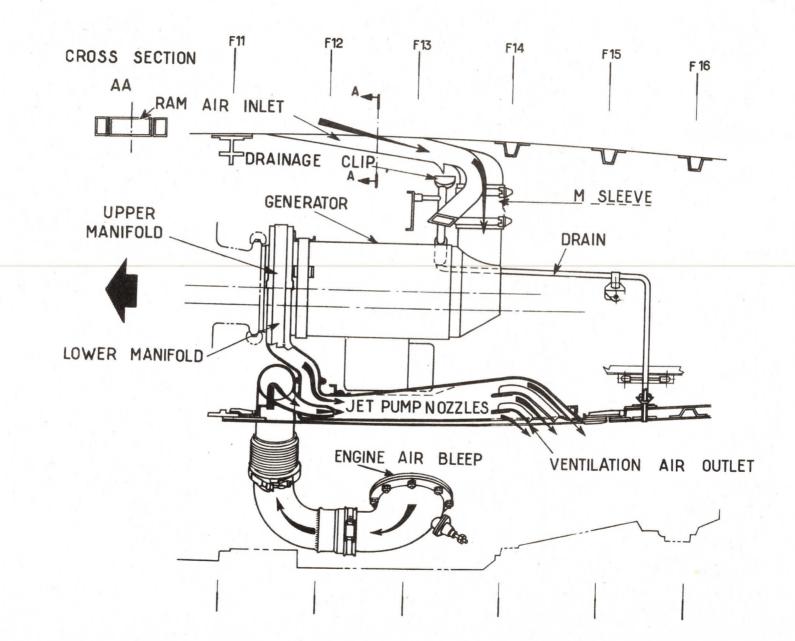


H

45

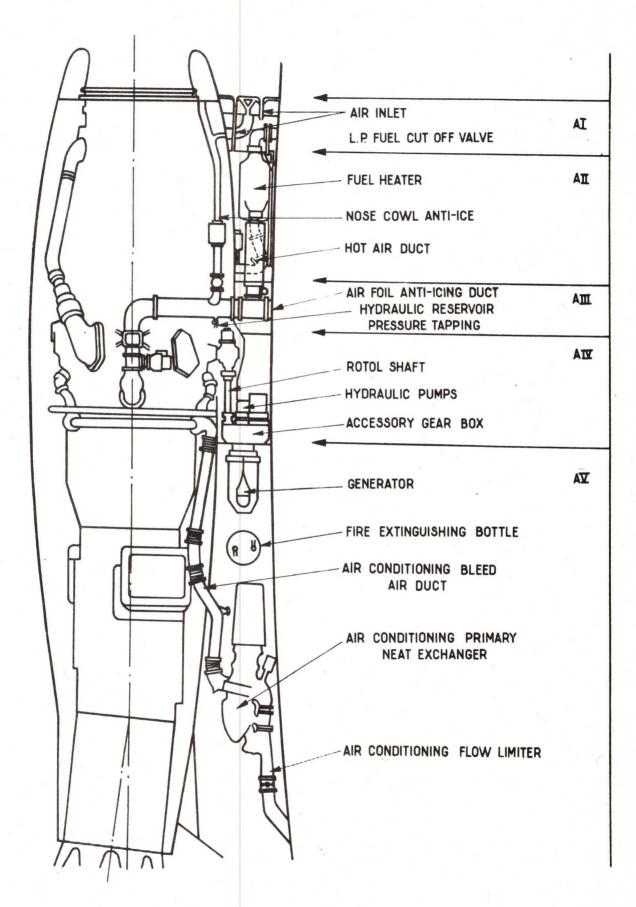
12

GENERATOR VENTILATION SYSTEM





AUA



T 45 f 13 ENGINE STUB EQUIPMENT

TECHNICAL SCHOOL NOTES



AIR

Power Plant Anti-Icing

1. Allgemeines (Abb. 1)

Das Triebwerk stellt die Quelle jener Heißluft dar, mit der Flugzeug- und Triebwerksteile enteist werden, bzw. mit der andere Systeme mit Druckluftbedarf versorgt werden.

Die durch die Verdichtung im Triebwerksverdichter erhitzte Luft wird durch Rohrleitungen den verschiedenen Systemen zugeführt.

Jedes Triebwerk versorgt folgende Bauteile bzw. Systeme mit Luft:

Engine Anti-Icing: Intake Guide Vanes
Starter Fairing
Engine Air Intake Webs
Statorschaufeln der Stufe "00"

Nose Cowl und Stub Leading Edge Anti-Icing und die Nacelle Ventilation Nozzles.

Airfoil Anti-Icing (Tragflächen- und Leitwerk-Enteisung)

Servodyne-Heating

Hydraulic Reservoir Pressurization

Fuel Heater (Fuel Filter Anti-Icing)

Air Conditioning System.

TECHNICAL SCHOOL NOTES



Engine Anti-Icing

1. Anforderungen an das System

Das System hat die Aufgabe, unter allen Betriebsbedingungen eine Eisbildung im Lufteintritt des Triebwerkes zu verhindern und so einen sicheren Betrieb zu gewährleisten.

2. Arbeitsweise

A. Verteilung der Enteisungsluft (Abb. 2)

Folgende Triebwerksbauteile werden mit Enteisungsheißluft versorgt:

- (1) Air Intake Casing Webs
- (2) Starter Motor Fairing
- (3) Intake Guide Vanes
- (4) Stator Blades der Stufe "00"

Diese Bauteile werden aus einer rund um das Air Intake Casing geformten Ringleitung versorgt, wobei die Luft drei Wege nimmt.

(1) Durch Kanäle in den Vorderkanten der Air Intake Casing Webs zu einer Ringleitung rund um das Front Bearing Housing.

Die Luft wird dann durch neun Rohre zwischen den beiden Starter Fairing Blechkörpern nach vorne geführt, wo sie aus den Rohren austritt und zwischen den Blechkörpern rückwärtsströmt und sich dem Luftstrom rund um das Starter Fairing beimischt.

(2) Durch die hohlen Lagerzapfen der Intake Guide Vanes in den Innenraum dieser hohlen Leitschaufeln.

Diese Luft gelangt durch eine Anzahl kleiner Bohrungen an der Schaufelrückseite wieder in den Verdichterluftstrom.

TECHNICAL SCHOOL NOTES



(3) Durch Bohrungen im Air Intake- und Compressor-Casing in die Statorschaufeln der Stufe "00".

Die Luft zirkuliert in der Statorschaufel und strömt durch Rückschlagventile im Verdichtergehäuse in die Triebwerksgondel ab.

B. Engine Anti-Icing Hot Air Valve (Abb. 3 und 4)
Die für die Enteisung der Triebwerksteile benötigte Luft
wird an der linken Triebwerksseite vom Verdichteraustritt
entnommen und von einer Rohrleitung zu der bereits erwähnten
Ringleitung rund um das Air Intake Casing geführt.

In dieser Leitung befindet sich das Hot Air Valve, das den Druck der zum Air Intake strömenden Heißluft regelt (Abb. 3).

Das Ventil besteht aus folgenden Bauteilen:

- (1) Control Sleeve
- (2) Shut Off Piston
- (3) Regulating Valve
- (4) Twin Spool Valve

Die Control Sleeve bildet das eigentliche Ventil. Sie verändert den Durchströmquerschnitt derart, daß der Enteisungsluftdruck nach dem Ventil nicht größer als 48 psi ist.

Bei stehendem Triebwerk wird das Ventil von dem federbelasteten Shut Off Piston geschlossen gehalten.

Bei laufendem Triebwerk, jedoch abgeschaltetem Anti-Icing System gelangt Verdichteraustrittsluft an die Federseite des Kolbens, auf dessen anderer Seite atmosphärischer Luftdruck wirkt.

TECHNICAL SCHOOL NOTES



Wird das Enteisungssystem eingeschaltet, dann wird die Federseite des Kolbens zur Atmosphäre entlüftet und die andere Kolbenseite mit Druckluft beaufschlagt, deren Druck durch das Regulating Valve geregelt wird.

Dadurch bewegt sich der Kolben entgegen der Federkraft nach rechts (Abb. 3) und die Druckluft, die auch auf die Innenseite der Control Sleeve wirkt, öffnet das Hot Air Valve, indem sie die Control Sleeve nach rechts bewegt und damit drei Durchströmöffnungen freigibt.

Wenn der Druck der Enteisungsluft nach dem Hot Air Valve den maximal zulässigen Wert erreicht hat, dann wird sich die Control Sleeve zurückbewegen und durch Verringern des Strömungsquerschnittes eine weitere Druckerhöhung hinter dem Hot Air Valve verhindern.

Der Wechsel der auf den Kolben wirkenden Druckluft wird durch das Twin Spool Valve hervorgerufen.

Das Twin Spool Valve wird von einem Solenoid betätigt, das erregt ist, wenn im Cockpit der auf Panel UP 3 befindliche Schalter "Engine De-Icing" in die Stellung ON gebracht wird. (Siehe Abb. 9, L.H. Engine 42 D, R.H. Engine 43 D).

Nose Cowl und Stub Wing Leading Edge Anti-Icing

1. Allgemeines

Die Vorderkante der Triebwerksgondel und der Stub Wing wird zur Vermeidung von Eisbildung enteist.

Von der Luftleitung des Airfoil Anti-Icing System wird Luft abgenommen und zur Nose Cowl bzw. zum Stub Wing geführt.

T 45 f 6

TECHNICAL SCHOOL NOTES



A. Leitungsverlauf (Abb. 6)

Heißluft wird der Enteisungshauptleitung (Main Bleed Duct) entnommen, bevor diese in den Stub Wing eintritt.

Die Leitung verläuft entlang dem Brandschott zwischen Nacelle und Stub Wing bis zum Nacelle Frame O.

Die Leitung gabelt sich dort, um die Heißluft der Nose Cowl an zwei einander diametral gegenüberliegenden Stellen zuzuführen.

Zwischen den Nacelle Frames 3 und 4 befindet sich das Regelventil dieses Systems in der Leitung. Dieses Ventil trägt verschiedene Bezeichnungen: Three Position Anti-Ice Valve, Nose Cowl Anti-Ice Valve, Half Capacity Valve.

Dieses Ventil hat drei Stellungen: Geschlossen, Mittel (Intermediate, Half Capacity) und Offen.

Eine Drosselblende (Restrictor, Diaphragm) ist vor der Gabelung in die Leitung eingebaut und soll die große Luftzufuhr drosseln (Detail A in Abb. 6).

Nach dem Anti-Ice Valve zweigt eine Leitung ab, um die Stub Leading Edge und Ram Air Inlets für Ventilationsluft des Stub Wing mit Enteisungsluft zu versorgen.

B. Luftführung in Nose Cowl und Stub Leading Edge (Abb. 7)
Die Zirkulation der Enteisungsluft in der Vorderkante von
Nacelle und Stub Wing kann aus Abb. 7 entnommen werden. Auch
die Enteisung der Ventilation Ram Air Inlets läßt sich im
Detail "Cross Section A-A" gut erkennen.

TECHNICAL SCHOOL NOTES



C. Nose Cowl Anti-Icing Valve (Abb. 8)

Dieses Ventil hat drei Stellungen: Offen, Mittel und Geschlossen.

(1) Beschreibung

Das Ventil (Butterfly) wird von einem Elektromotor über ein Getriebe bewegt.

Drei auf der Ventilwelle befestigte Nocken betätigen vier Microswitches, welche die drei Ventilstellungen fixieren.

(2) Normaler Betrieb

Bei abgeschaltetem Enteisungssystem ist das Ventil geschlossen.

Wird das Enteisungssystem eingeschaltet, dann öffnet das Ventil gänzlich und die zur Nose Cowl strömende Luft wird nur durch die Drosselblende vor der Gabelung geregelt.

(3) Sicherheitsvorkehrung

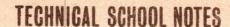
Wird mit dem Throttle Lever eine Triebwerksdrehzahl über 8 000 RPM selektiert, oder schließt die Two Position Nozzle, dann bewegt sich bei eingeschaltetem Anti-Ice System das Ventil in die Mittelstellung (Intermediate Position 25°).

Bedienung und Anzeigen

1. Engine-, Nose Cowl und Stub Leading Edge Anti-Icing System

A. Bedienung (Abb. 9)

Diese Enteisungssysteme werden gemeinsam mit dem Schalter Engine De-Icing auf Panel UP 3 geschaltet (L.H. Engine 42 D, R.H. Engine 43 D).





Die genannten Schalter sind mit den Schaltern 63 D (L.H.) bzw. 62 D (R.H.) gekoppelt. Diese betätigen das Enteisungs-ventil für die Ram Air Inlets der Primary Heat Exchanger im Air Conditioning System. Diesbezüglich siehe Kapitel T 42 a (ATA-Ref. 21).

B. Anzeigen

Die Stellungen der Engine Anti-Icing Hot Air Valves und Three Position Valves werden von Magnetic Indicators angezeigt, die unterhalb der Schalter angordnet sind.

- (1) Magnetic Indicators für Hot Air Valve

 Die Magnetic Indicators für die Stellung des Engine AntiIcing Hot Air Valve (Electrovalve) tragen die Beschriftung
 - (a) weiß, wenn das Ventil geöffnet ist und den Druck regelt.
 - (b) schwarz, wenn das Ventil geschlossen ist.
- (2) Magnetic Indicators für Three Position Valve
 Die Magnetic Indicators der Three Position Valves tragen
 die Beschriftung "NACELLE" und zeigen:
 - (a) weiß, wenn das Ventil in den Stellungen OPEN oder INTERMEDIATE ist.
 - (b) schwarz und weiß gestreift, wenn sich das Ventil bewegt.
 - (c) schwarz, wenn das Ventil geschlossen ist.
- (3) Half Capacity Indicating Light

"ENGINE" und zeigen:

Befindet sich das Three Position Valve in der Mittelstellung, dann leuchtet zusätzlich zum weiß zeigenden Magnetic Indicator das Half Capacity Indicating Light (Amber, L.H. - 29 D, R.H. - 161 D, Panel UP 3)

TECHNICAL SCHOOL NOTES



2. Überdruckwarnung beim Engine Anti-Icing System (Abb. 10)

Beachte: Die Bauteile dieses Systems sind am Flugzeug montiert, sollen jedoch erst zu einem späteren Zeitpunkt angeschlossen werden.

Sollte im Engine Anti-Icing System ein Überdruck entstehen, dann löst ein durch den in der Leitung vom Hot Air Valve zum Engine Air Intake herrschenden Luftdruck betätigter Microswitch folgenden Alarm aus:

- A. Single Stroke Bell ertönt.
- B. Das Warnlicht "ENGINE ANTI-ICE" (347 D) auf Panel UP 5 leuchtet auf.
- C. Das Anzeigelicht LH FAIL (345 D) oder RH FAIL (346 D) auf Panel UP 3 leuchtet.

Durch Drücken des ENGINE ANTI-ICE Warnzeichens kann dessen Licht und die Glocke abgeschaltet werden. Außerdem wird dadurch das Relay 348 D während der ganzen Zeit des herrschenden Überdruckes erregt.

Eine Überprüfung des Alarmsystems kann durch Drücken der Testbuttons LH TEST (343 D) und RH TEST (344 D) erfolgen.

Nacelle und Stub Compartment-Kühlung und Ventilation

1. Allgemeines (Abb. 11)

Aus Gründen der Sicherheit wurde die Triebwerksgondel und der Stub Wing in mehrere Zonen unterteilt, deren jede mit einer unabhängigen Ventilation versehen ist:

Der Stub ist in fünf Zonen unterteilt und zwar:

- Fuel Low Pressure Shut Off Cock Zone (A I)
- Marston Fuel Heater Zone (A II)
- Electrical Connector Zone (A III)
- Accessory und Hydraulic Pump Zone (A IV)
- Generator und Fire Extinguisher Bottle Zone (A V)

T 45 10

TECHNICAL SCHOOL NOTES



Ventilationsluft betritt den Stub durch Staulufteinlässe an Vorderkante und Oberseite, sie verläßt den Stub durch Öffnungen an der Unterseite.

Ein Pressure Relief Door an der Unterseite des hinteren Endes des Stub Wing schützt die Struktur des Stub Wing vor Überbeanspruchung bei Platzen einer Druckkabinen-Luftleitung.

Die Nacelle ist durch eine Fire Wall in zwei Zonen geteilt.

Die Ventilationsluft der Nacelle tritt durch Staulufteinlässe ein, die mit Induktionsdüsen versehen sind.

Zwei Pressure Relief Doors schützen die Struktur vor Überbeanspruchung im Falle einer Explosion oder einer defekten Enteisungsleitung. Diese Tore öffnen, um den Druck abzulassen und
schließen dann sofort wieder, um zu vermeiden, daß Feuerlöschmittel verloren geht.

Der in der Nacelle normalerweise herrschende geringe Überdruck fördert die wirksame Drainage.

2. Generator Kühlung (Abb. 12)

Ein Ram Air Inlet an der Oberseite des Stub Wing hinter Nacelle Frame 11 nimmt Luft auf und führt sie in die Generator-Kühlleitung.

Die Luft umströmt den Generator und tritt an der Unterseite des Stub Wing aus.

Ein Teil der Engine Low Pressure Cooling Air wird durch den Kühlluftaustritt des Generators geführt und induziert so erhöhten Kühlluftdurchsatz.

T 45 f 11

TECHNICAL SCHOOL NOTES



3. Alternator Kühlung

Von der Stufe 2 des Triebwerksverdichters wird Luft entnommen und als Kühlluft durch den Alternator geführt.

Die den Alternator verlassende Luft wird mittels eines kurzen Rohrstückes zu einer Öffnung in der Nacellewand geführt und tritt von dort ins Freie.

AUA AUSTRIAN AIRLINES

TECHNICAL SCHOOL NOTES

STARTING AND IGNITION

(S.E. 210, ATA-Ref. 80)

T 45 1

Bearbeitet: Kozak

Ausgabe:

2/1/63

Starting & Ignition



STARTING AND IGNITION

(ATA-Ref. 74, 80)

Inhaltsangabe

Anforderungen an das System

Controls und Instrumentation

Arbeitsweise

- 1. Starten am Boden
- 2. Motoring Cycle
- 3. Air Relight
- 4. Zündung während des Take Off
- 5. Stromkreis des Start- und Zündsystems
- 6. High Energy Igniter Unit Stromkreis

Bauteile

- 1. Starter Motor
- 2. Starter Reduction Gear
- 3. High Energy Igniter Unit
- 4. Igniter Plugs



STARTING AND IGNITION

(ATA-Ref. 80)

Abbildungsverzeichnis

\mathbf{T}	45	1	1	Starting- und Ignition System
T	45	1	2	Starting- und Ignition System Stromkreis - schematisch
T	45	1	3	Anordnung der Starterleitungen
T	45	1	4	Details des eingebauten Startermotors
T	45	1	5	Schnitt durch den Startermotor
T	45	1	6	Vorderes Hauptlager und Starter Drive
\mathbf{T}	45	1	7	Starter Drive
T	45	1	8	Ignition Unit
\mathbf{T}	45	1	9	Igniter Plug
T	45	1	10	Selektion des Igniter Plug Adjusting Washer
\mathbb{T}	45	1	11	Anordnung der Ignition Unit
\mathbf{T}	45	1	12	Equipment Characteristic für External Starting
T	45	1	13	Battery Characteristic für Internal Starting



STARTING AND IGNITION

Anforderungen an das System

Das Starter System muß folgenden Anforderungen gerecht werden:

- 1. Die Triebwerke müssen mit Ground Power oder Plane Batteries gestartet werden können.
- 2. Für Blow Out müssen die Triebwerke ohne Zündung durchgedreht werden können.
- 3. Die Triebwerke müssen im Flug gestartet werden können.

Controls und Instrumentation (Abb. 1)

- 1. Engine Selector Switch
 - Dieser Schalter hat drei Stellungen: ENGINE 1 OFF ENGINE 2 (Panel UD 2).
- 2. Starter Button

Der Starter Button befindet sich auf Panel UD 2. Seine Betätigung wirkt auf das mit dem Engine Selector Switch gewählte Triebwerk.

- 3. Ignition Selector Switch
 - Dieser Schalter hat zwei Stellungen: START CRANK und beeinflußt beide Triebwerke (Panel UD 2).
- 4. Flight Relight Button

Für jedes Triebwerk ist auf Panel UD 2 ein Flight Relight Button vorgesehen.

- 5. Take Off Relight Button
 - Auf Panel UC 4 befindet sich ein für beide Triebwerke gemeinsamer Take Off Relight Button (Automatic Ignition Hold).
- 6. Voltmeter
 - Die Spannung des 112 V Startermotorstromkreises kann von einem auf Panel UD 2 befindlichen Voltmeter abgelesen werden.
- 7. Starter Circuit Energized Indicating Light

Dieses Licht auf Panel UD 2 leuchtet, wenn die 112 V Ground Power angeschlossen und der Battery Switch in Stellung "28 V" steht.

T 45 1 3



8. Battery Switch

Der Hebel zur Betätigung des Battery Switch befindet sich auf der L.H. Console (UG 1) und hat drei Stellungen: 28 V - OFF - 112 V.

Der Battery Switch befindet sich auf Panel UV 1.

9. Ground/Flight Switch

Der Ground/Flight Switch hat drei Stellungen: D.C. GROUND POWER - OFF - PLANE BATTERIES.

Er befindet sich auf Panel UA 5.

Arbeitsweise (Ahb. 2)

1. Starten am Boden

Um das Triebwerk am Boden in Betrieb zu nehmen, müssen folgende Voraussetzungen erfüllt sein:

A. Rotation des Triebwerks, um genügend Luftdurchsatz für die Zündung und Verbrennung zur Verfügung zu haben.

Aus diesem Grund wird das Triebwerk während des Startvorganges von einem 112 V-Startmotor, der am vorderen Ende des Rotors angreift, in Drehung versetzt.

- B. Kraftstoff muß in fein zerstäubter Form in die Flame Tubes eingespritzt werden.
- C. Das sich in den Flame Tubes bildende Kraftstoff/Luft-Gemisch wird durch zwei Zündkerzen (Brennkammer 3 und 6) gezündet.

Für normales "Ground Starting" wird sowohl der 112 V Startmotorstrom, als auch der 28 V Steuerstrom und Zündungsstrom einer Ground Power entnommen, wobei folgende Schalterstellungen selektiert werden:



BATTERY SWITCH

28 V

GROUND/FLIGHT SWITCH

DC GROUND POWER

ENGINE SELECTOR SWITCH

Selektiere das zu startende

Triebwerk

IGNITION SELECTOR SWITCH

START

STARTER BUTTON

PRESS

H.P. COCK

ÖFFNE BEI 500 - 600 RPM

Soll das Triebwerk mittels 112 V-Plane Batteries und 20 V-Ground Power gestartet werden, ist folgende Selektion durchzuführen:

BATTERY SWITCH

112 V

Für Starten nur mit Plane Batteries (Internal Starting) müssen die Schalter in folgender Stellung sein:

BATTERY SWITCH

112 V

GROUND/FLIGHT SMITCH-PLANE BATTERIES

2. Motoring Cycle (Durchdrehen des Triebwerks)

Sollte das Triebwerk beim Startversuch nicht zünden, dann ist es nötig einen Blow Out durchzuführen, bevor ein neuerlicher Startversuch vorgenommen wird.

In diesem Fall wird der Ignition Selector Switch in die Stellung CRANK gebracht, wodurch der Stromkreis zu den Starter Relays, nicht jedoch zum Ignition Relay geschlossen wird.

Bei geschlossenem H.P. Cock wird der Starter Button gedrückt, wodurch das Triebwerk zu rotieren beginnt.

Nach 30 Sekunden unterbricht das Starting Timer Assy (5 K) den Stromkreis, und beendet \mathfrak{so} den Blow Out.



3. Air Relight

Da im Fluge das Triebwerk infolge der Luftströmung rotiert, und dadurch genügend Luft für das Anlassen zur Verfügung steht, wird für den Air Relight der Antrieb mittels des Startermotors nicht benötigt.

Durch Drücken des entsprechenden Air Relight Button wird der Stromkreis zum Zündsystem geschlosser, Das Zündsystem arbeitet nur solange, wie der Air Relight Button gedrückt ist.

4. Zündung während des Take Off

Durch Drücken des Take Off Relight Button wird der Zündstromkreis für beide Triebwerke geschlossen.

Dieses System wird bei Take Off auf sehr nassen Runways benützt, um zu verhindern, daß infolge Wassereintritt in das Triebwerk ein Verlöschen eintritt.

Die Take Off Ignition wird durch das Timer Relay (42 K) 50 sek nach dem Einschalten automatisch abgeschaltet.

5. Stromkreis des Start- und Zündsystems

Die Arbeitsweise des Starterstromkreises ist aus Abb. 2 zu entnehmen.

6. High Energy Igniter Unit - Stromkreis

Die Zündung des Triebwerkes erfolgt durch zwei "Igniter-Systems".

Jedes System enthält eine Zündkerze (Igniter Plug), die Energie von einer Igniter Unit zugeführt bekommt.

Den Igniter Units wird 28 V - Gleichstrom zugeführt.



Bauteile

1. Starter Motor (Abb. 3, 4 und 5)

Der Rotax Starter ist ein 112 V - Gleichstrom Compoundmotor, der 45 PS bei 6 100 U/min abgibt.

Er ist am Front Bearing Housing mit acht Schrauben montiert.

Die Welle des Motors trägt ein Ritzel, von dem das Starter Reduction Gear angetrieben wird.

2. Starter Reduction Gear (Abb. 6 und 7)

Das Starter Reduction Gear befindet sich im Front Bearing Housing und hat ein Übersetzungsverhältnis von 5 : 1.

Das Getriebe ist ein Planetengetriebe mit dem Startermotor-Ritzel als Sonnenrad.

Vom Sonnenrad werden drei Planetenräder angetrieben, welche in einem stillstehenden innenverzahnten Ring abrollen.

An den Planetenrädern ist der Ratchet Carrier befestigt, der das Drehmoment über sechs Klauen auf eine Welle überträgt, welche mitt**e**ls Keilnuten mit der Verdichterwelle verbunden ist.

Die Klauen sind in Antriebsstellung federbelastet. Übersteigt die Triebwerksdrehzahl beim Anlassen die Drehzahl des Ratchet Carrier, dann wird durch die auf die Klauen wirkende Fliehkraft die Verbindung gelöst.

3. High Energy Igniter Units (Abb. 8)

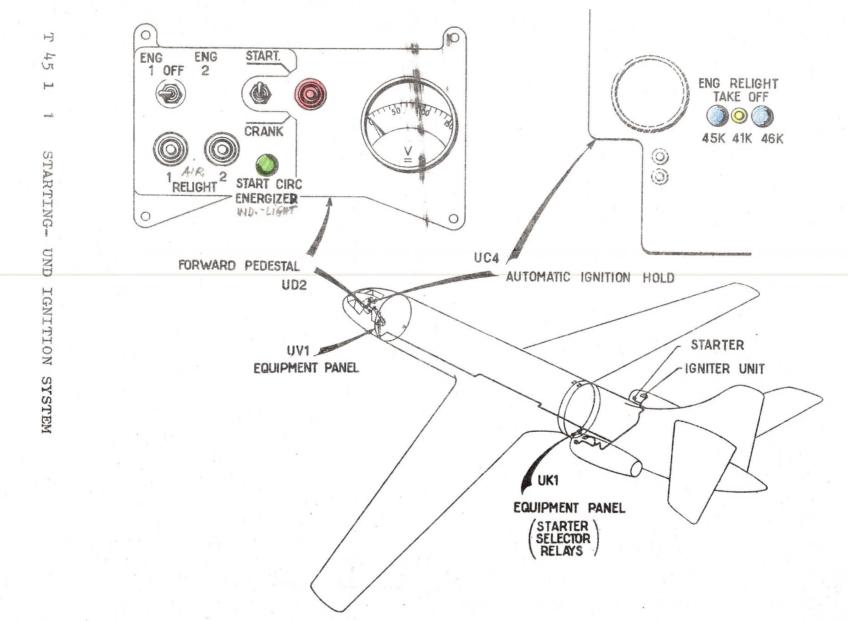
Die beiden High Energy Igniter Units sind an der oberen Nacelle-innenseite angeordnet.



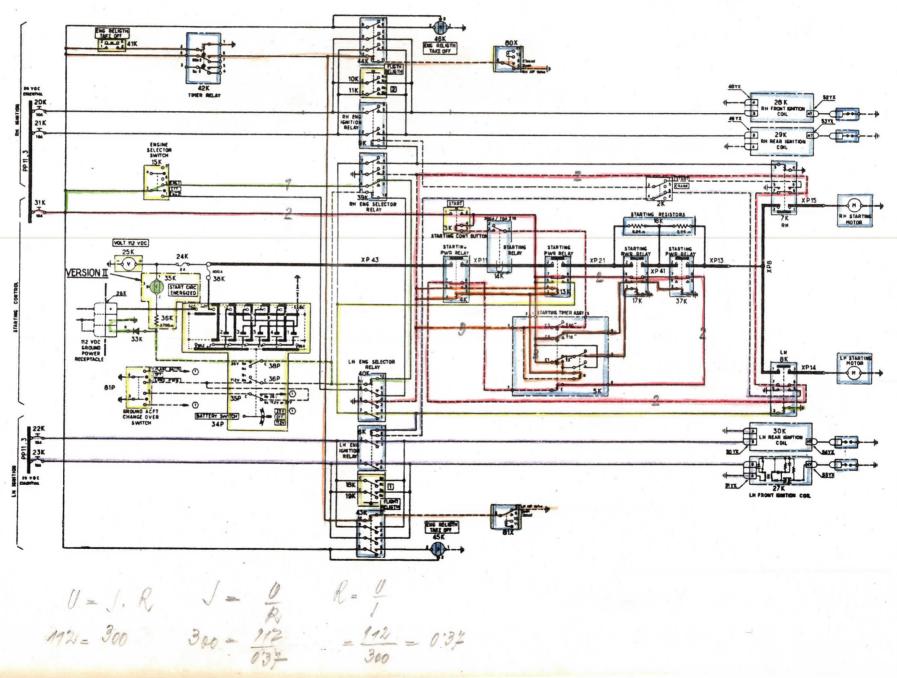
4. Igniter Plugs (Abb. 9)

In den Flame Tubes der Brennkammer 3 und 6 ist je eine Zündkerze eingebaut, deren Aufbau aus Abb. 9 ersehen werden kann.

Die Dicke der Einstellunterlegscheibe (Adjusting Washer) muß mittels eines Spezialwerkzeuges festgelegt werden.

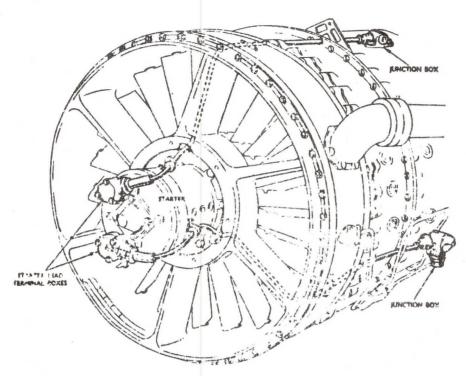




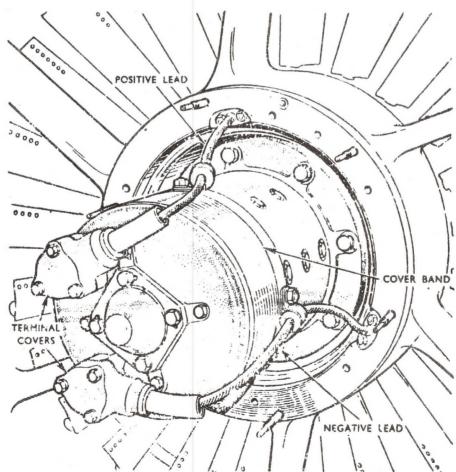


45 2 STARTING-UND IGNITION SYSTEM, STROMKREIS SCHEMATISCH

H

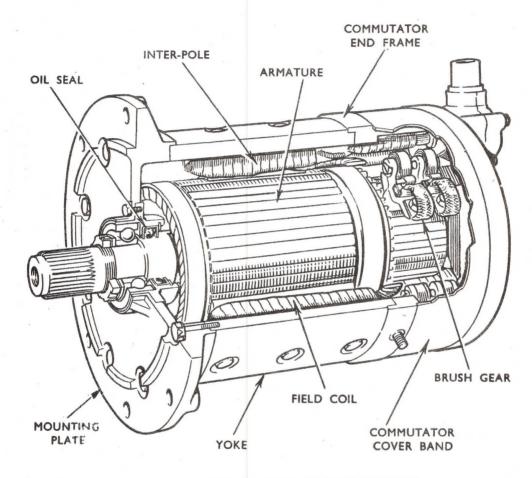


T 45 1 3 ANORDNUNG DER STARTERLEITUNGEN



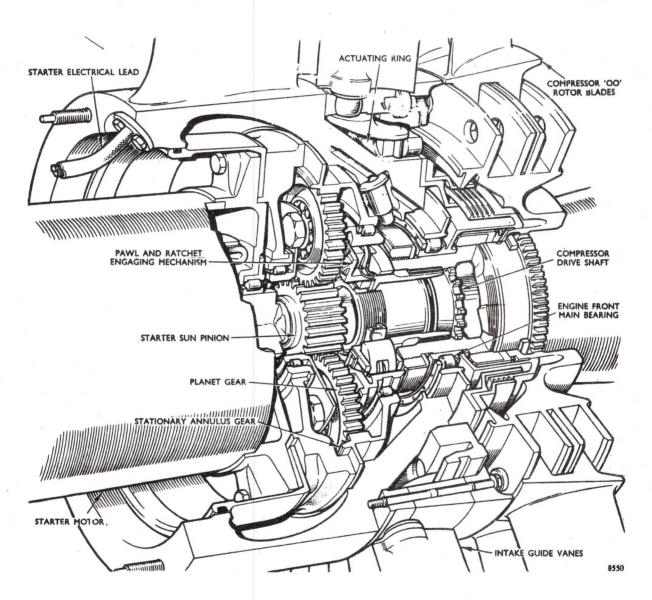
T 45 1 4 DETAILS DES EINGEBAUTEN STARTERMOTORS



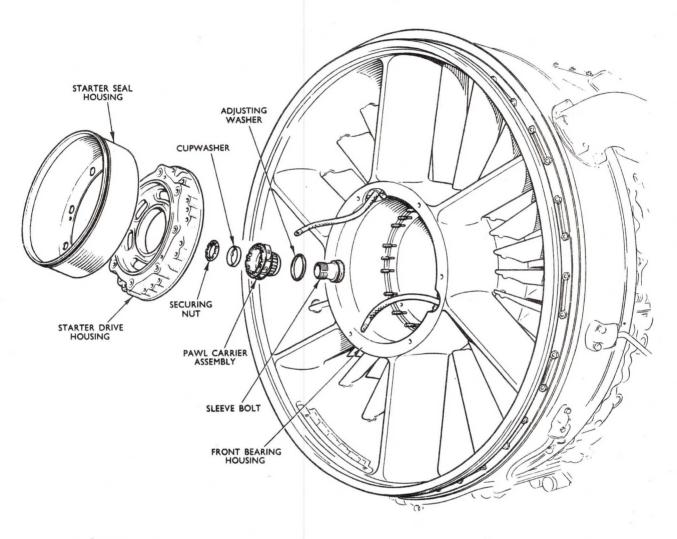


T 45 1 5 SCHNITT DURCH DEN STARTERMOTOR



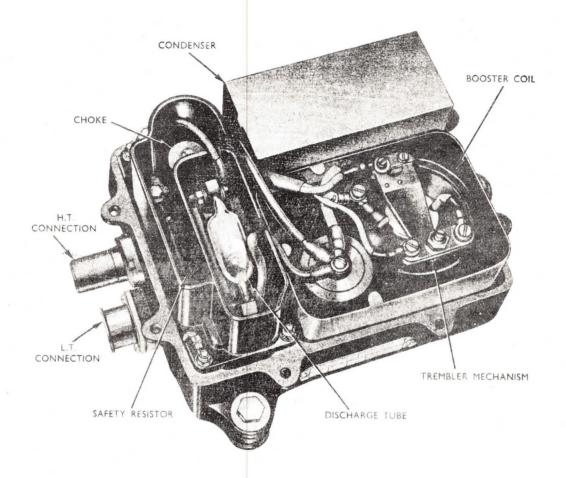


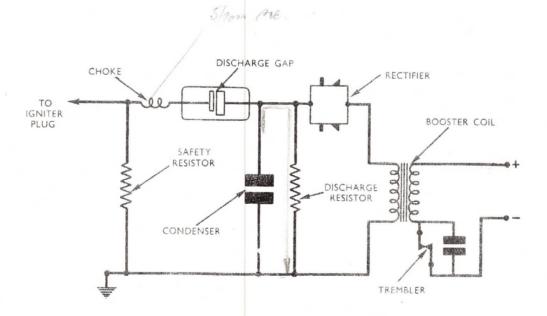
T 45 1 6 VORDERES HAUPTLAGER UND STARTER DRIVE



T 45 1 7 STARTER DRIVE

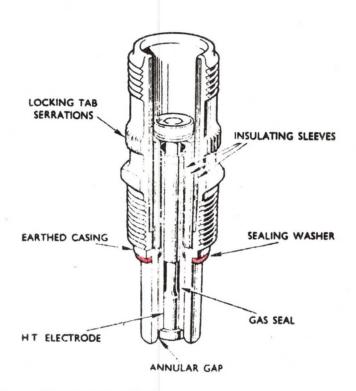






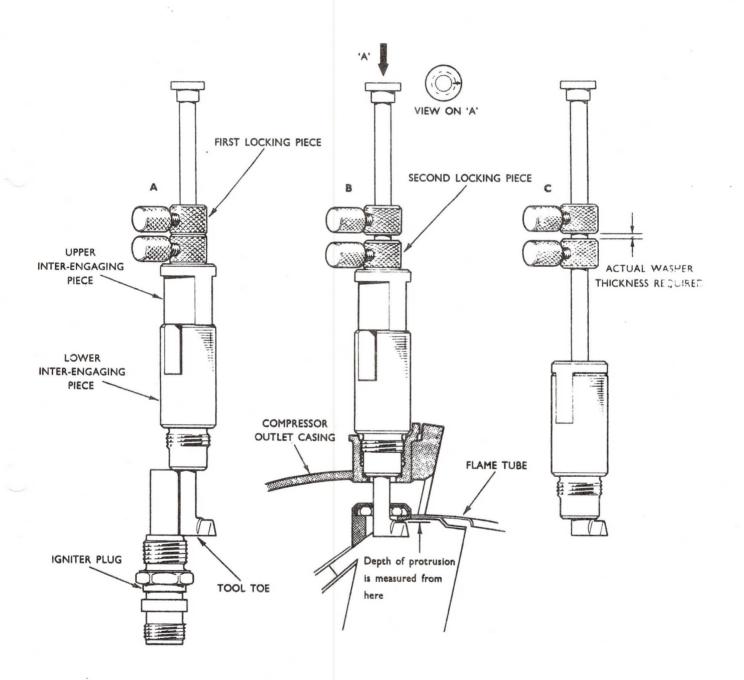
T 45 1 8 IGNITION UNIT





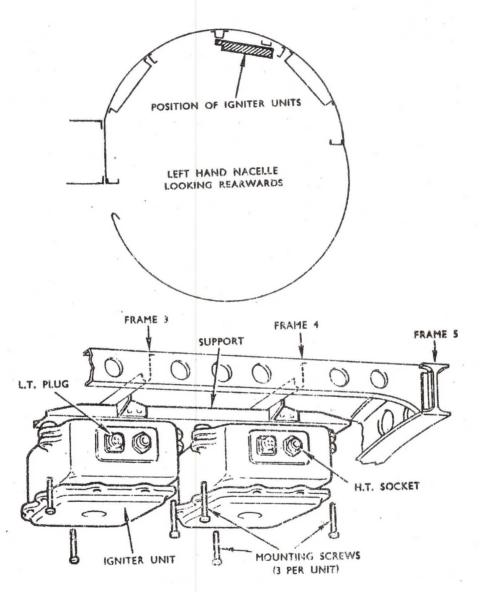
T 45 1 9 IGNITER PLUG





T 45 1 10 SELEKTION DES IGNITER PLUG ADJUSTING WASHER





T 45 1 11 ANORDNUNG DER IGNITION UNIT

EQUIPMENT STARTING

CHARACTERISTIC

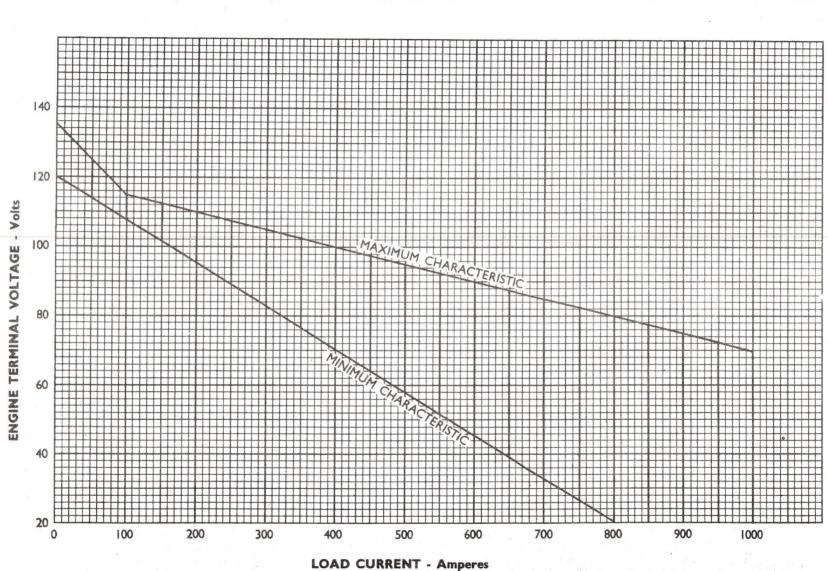
FÜR

EXTERNAL

TECHNICAL SCHOOL NOTES

RECOMMENDED SUPPLY AIRCRAFT PLUG VOLTAGE - volts

LOAD CURRENT - Amperes



BATTERY CHARACTERISTIC FÜR INTERNAL STARTING



ENGINE CONTROLS

(S.E. 210, ATA-Ref. 76)

T 45 j

Bearbeitet: Kozak

- Service Service

Ausgabe: 2/1/63

TECHNICAL SCHOOL NOTES



ENGINE CONTROLS

(ATA-Ref. 76)

Inhaltsangabe

Allgemeines

Throttle und Reverse Thrust Controls

High Pressure Cock Controls

Throttle- und H.P. Cock Microswitches

- 1. H.P. Cock Microswitches
- 2. Throttle Microswitches

Fuel Low Pressure Shut Off Cock Control

Top Jet Pipe Temperature Control System

- 1. Allgemeines
- 2. Beschreibung
- 3. Test Sockets

Engine Synchronization Control System

- 1. Anforderungen
- 2. Arbeitsweise
 - A. Prinzip der Synchronisation
 - B. Bedienung und Anzeigen

TECHNICAL SCHOOL NOTES



ENGINE CONTROLS

(ATA-Ref. 76)

Abbildungsverzeichnis

T	45	j	1	Engine Controls am Pedestal
T	45	j	2	Engine Throttle Control
T	45	j	3	Throttle- und Reverse Thrust Lever Assembly am
				Pedestal
T	45	j	4	Arbeitsweise des Throttle- und Reverse Thrust Lever
T	45	j	5	Throttle- und Reverse Thrust Control System, Seilrollen
				und Pressure Seal zwischen Frame 51 und 53
T	45	j	6	Throttle- und Reverse Controls in den Nacelles
T	45	j	7	High Pressure Cock Controls System
T	45	j	8	High Pressure Cock Control Mechanismus hinter Frame 50
T	45	j	9	Microswitch Control Box
T	45	j	10	Throttle- und H.P. Cock Microswitch Stromkreis
T	45	j	11	Low Pressure Fuel Shut Off Cock Control System
T	45	j	12	Throttle- und L.P. Cock Seilspannungsdiagramm
				(1/8" Dia. Cable)
T	45	j	13	Doppel-Thermoelement System
T	45	j	14	Blockschema des Top Temperature Control System
T	45	j	15	Verstärker der TTC
T	45	j	16	Top Temperature Control System Stromkreis
T	45	j	17	Synchronization System
T	45	j	18	Synchronization System Stromkreis
T	45	j	19	Controls an der linken Triebwerksseite
T	45	j	20	Controls an der rechten Triebwerksseite
T	45	j	21	Arbeitsweise der Throttle Control Linkage
T	45	j	22	Synchronizer Alternator



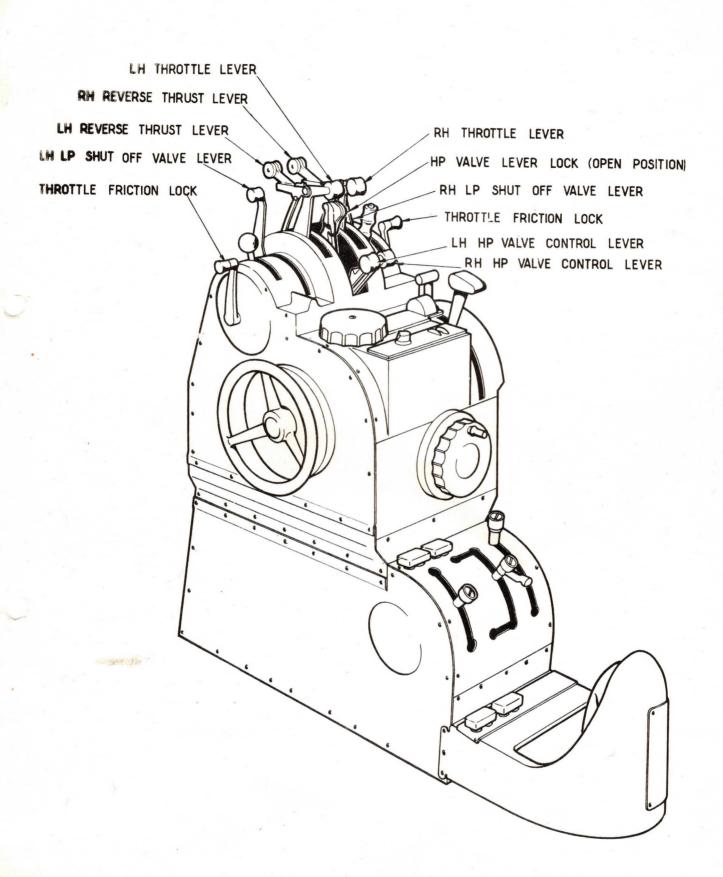
TECHNICAL SCHOOL NOTES

T	45	j	23	Schnitt	durch	den	Synchronizer	Alternator
---	----	---	----	---------	-------	-----	--------------	------------

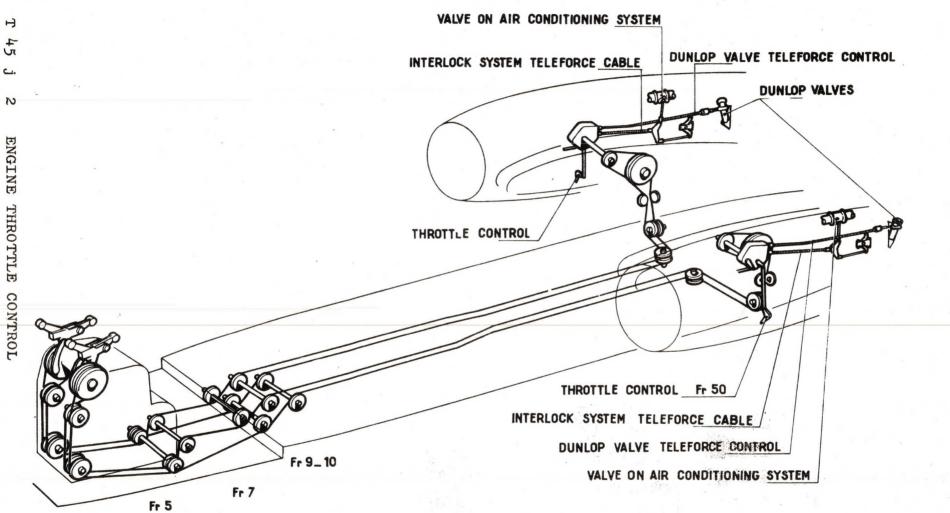
T 45 j 24 Synchronizer Corrector Unit

T 45 j 25 Schnitt durch die Synchronizer Corrector Unit



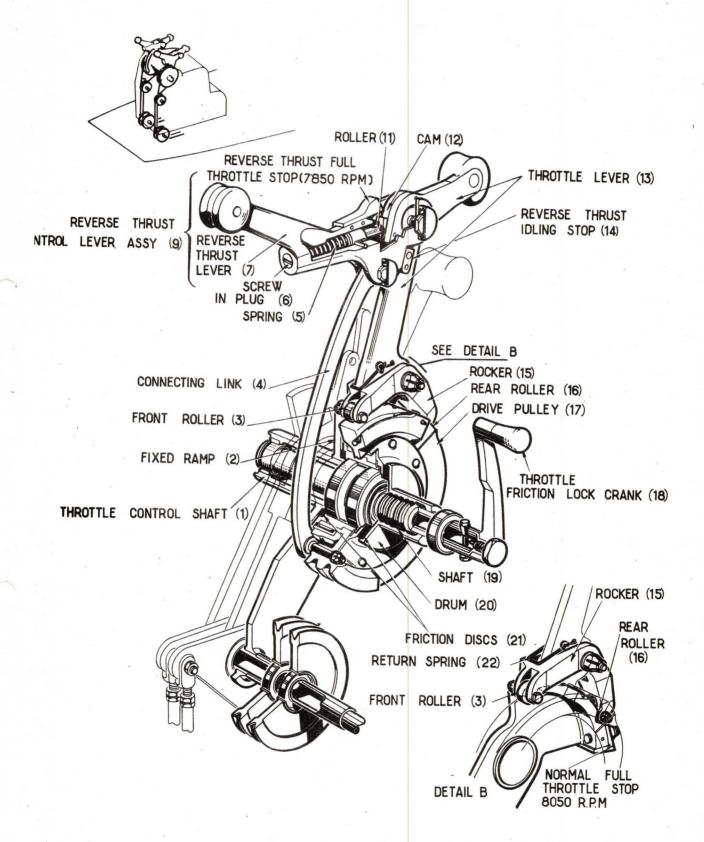


T 45 j 1 ENGINE CONTROLS AM PEDESTAL



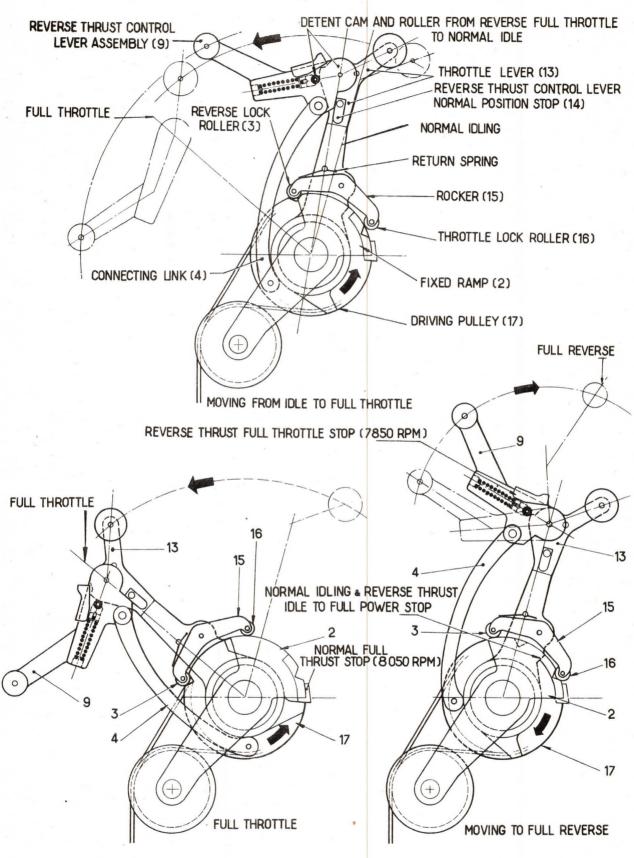




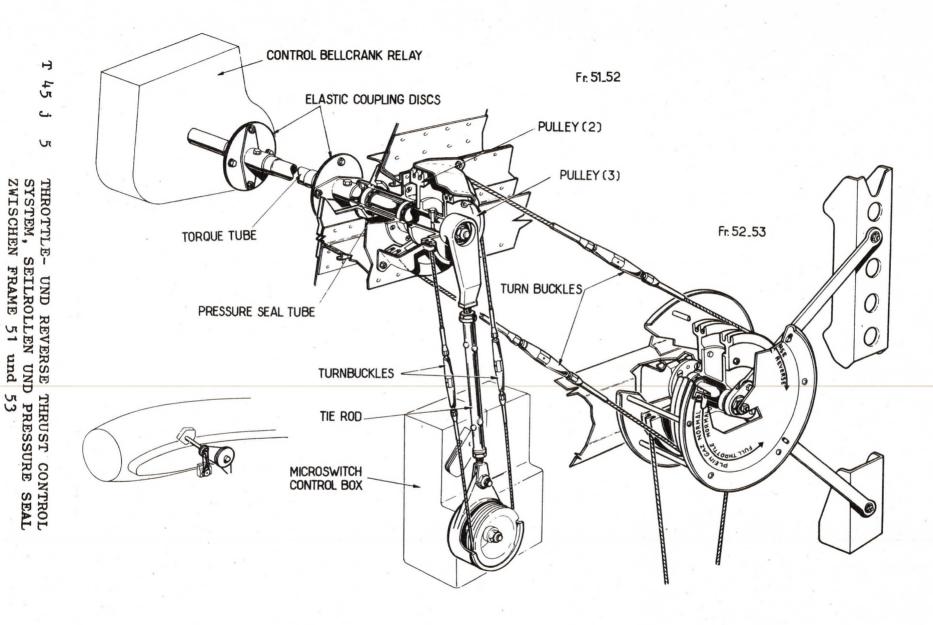


T 45 j 3 THROTTLE- UND REVERSE THRUST LEVER ASSEMBLY AM PEDESTAL



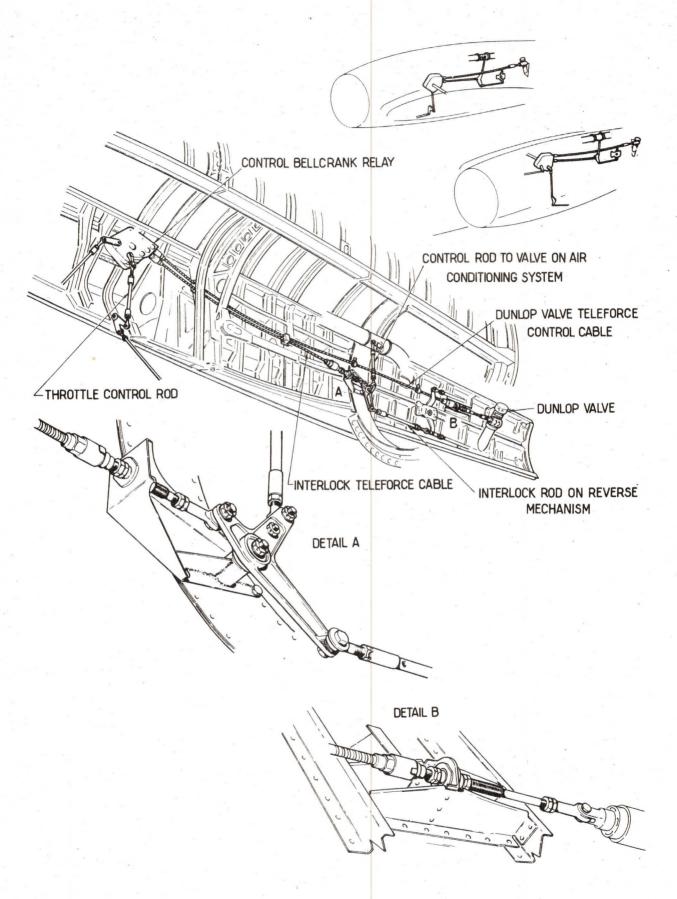


T 45 j 4 ARBEITSWEISE DES THROTTLE- UND REVERSE THRUST LEVER





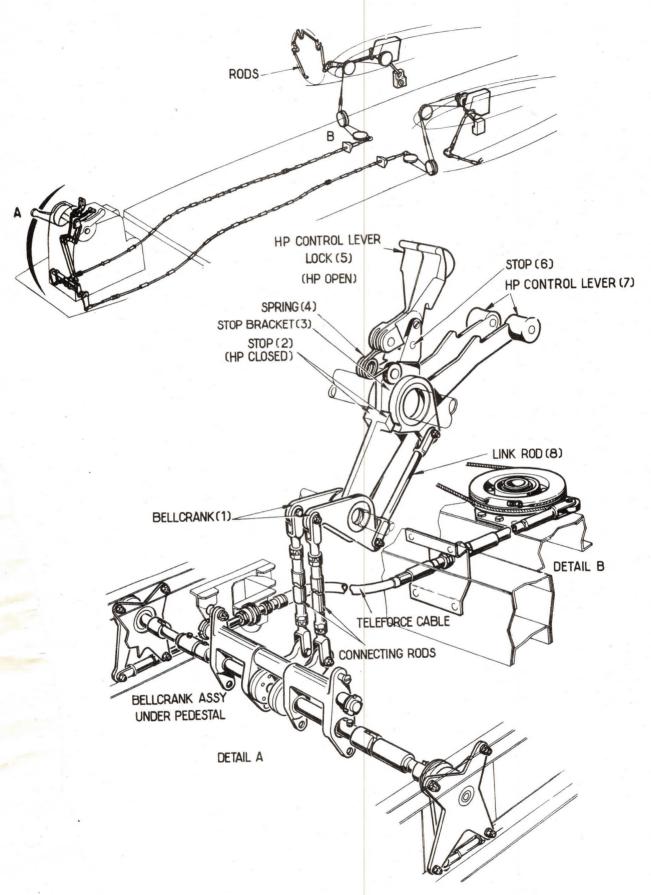
AUA



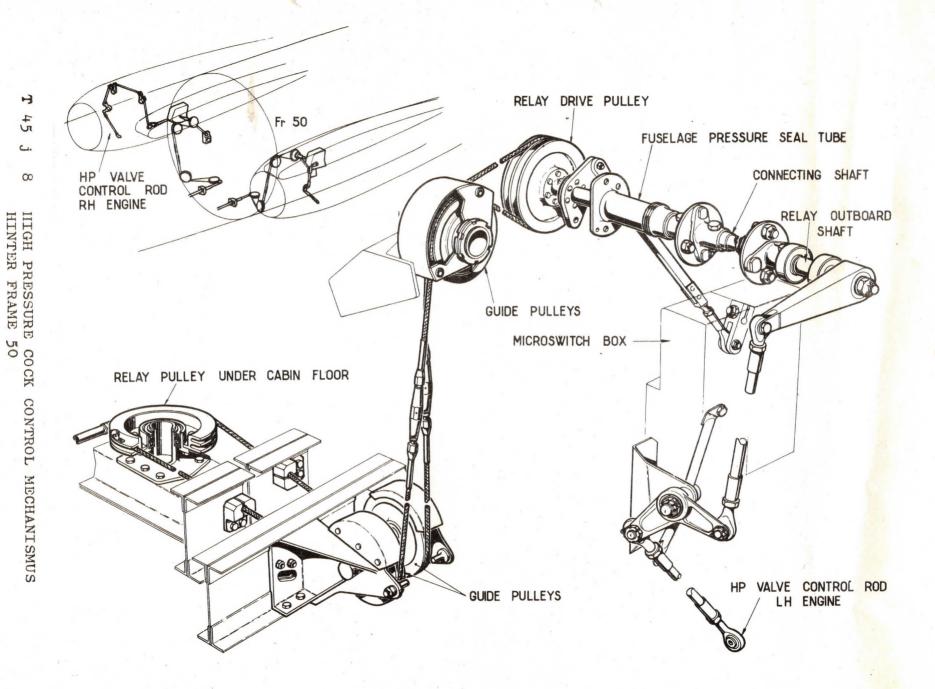
T 45 j 6 THROTTLE- UND REVERSE CONTROLS IN DEN NACELLES

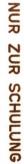


TECHNICAL SCHOOL NOTES

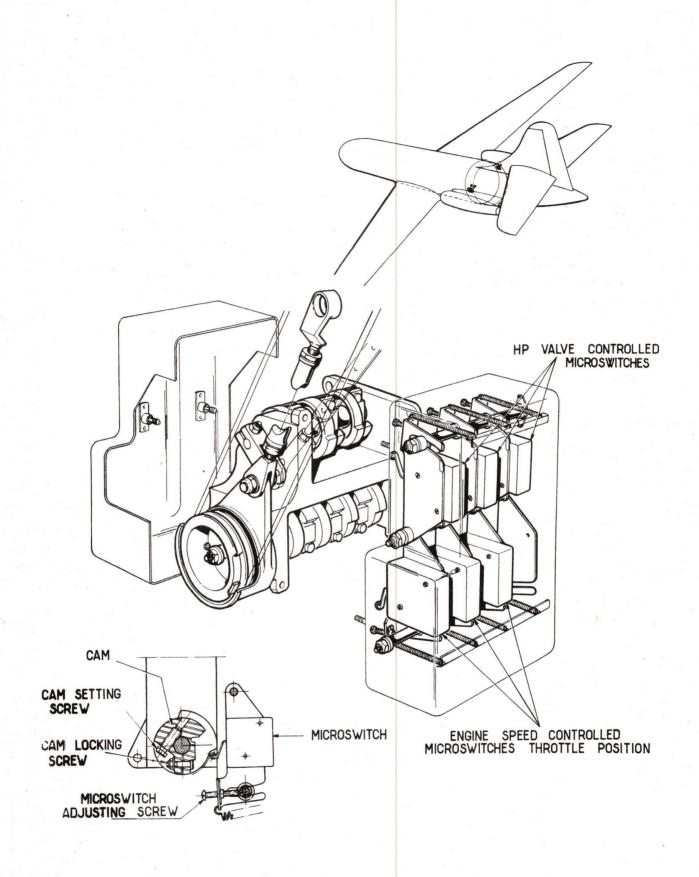


T 45 j 7 HIGH PRESSURE COCK CONTROL SYSTEM





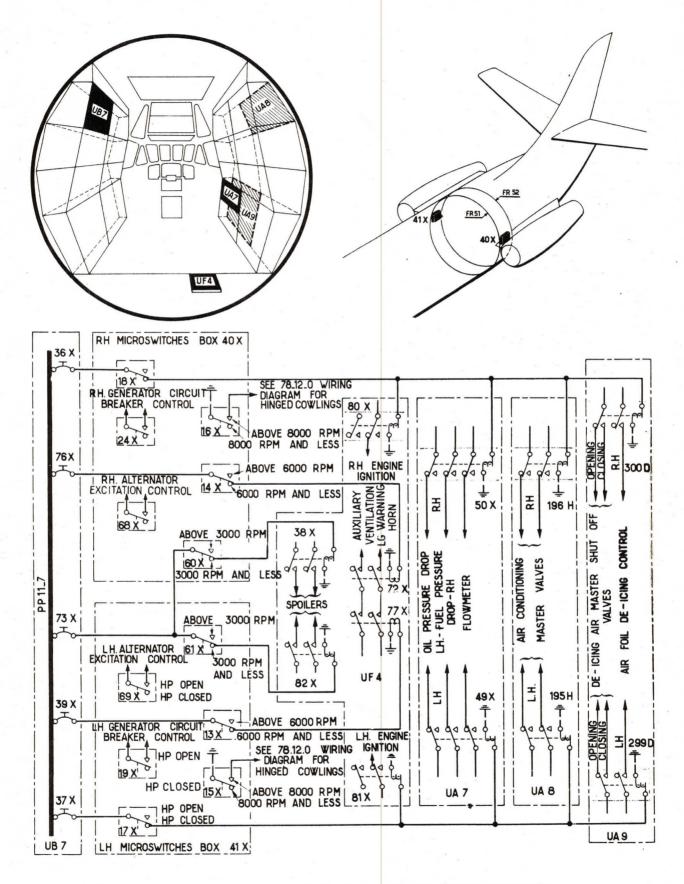
AUA



T 45 j 9 MICROSWITCH CONTROL BOX

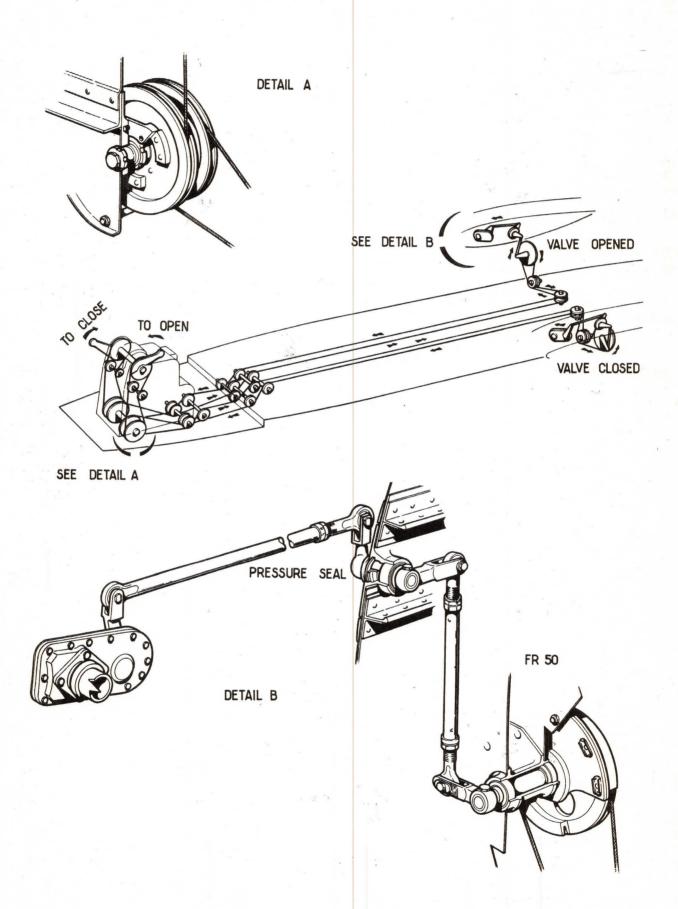


TECHNICAL SCHOOL NOTES



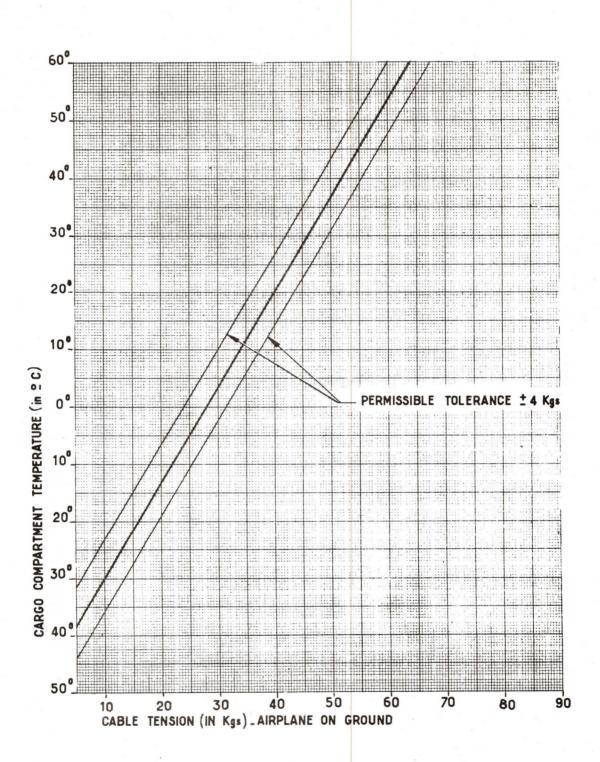
THROTTLE- UND H.P. COCK MICROSWITCH T 45 j 10 STROMKREIS





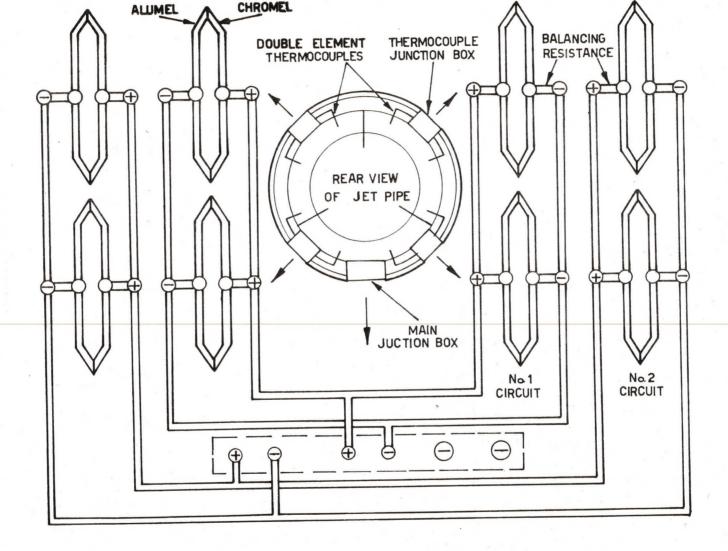
T 45 j 11 LOW PRESSURE FUEL SHUT OFF COCK CONTROL





T 45 j 12 THROTTLE- UND L.P. COCK SEILSPANNUNGS-DIAGRAMM (1/8" DIA. CABLE)

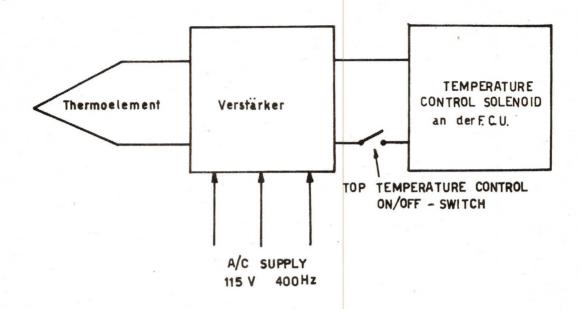
H 45



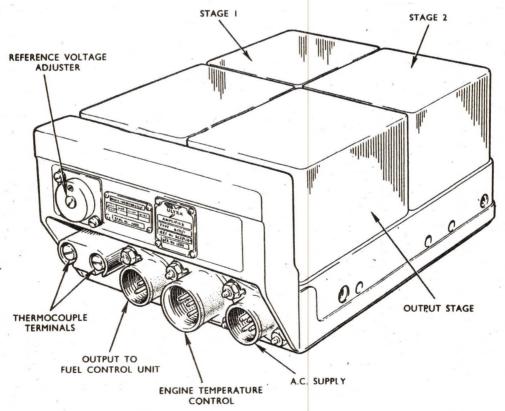
CHROMEL





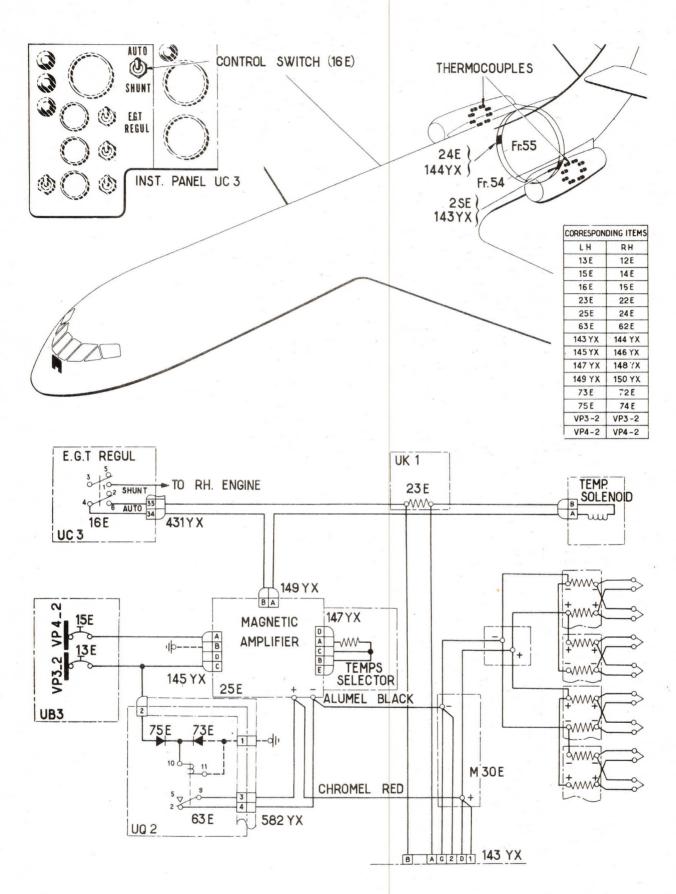


T 45 j 14 BLOCKSCHEMA DES TOP TEMPERATURE CONTROL SYSTEM



T 45 j 15 VERSTÄRKER DER TTC





T 45 j 16 TOP TEMPERATURE CONTROL SYSTEM STROMKREIS

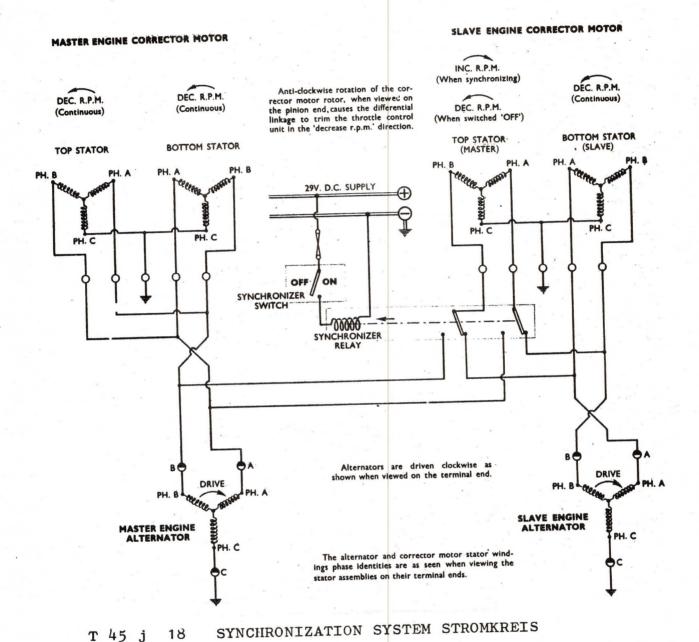
45 **RIGHT-HAND MASTER ENGINE** PILOT'S SELECTOR SWITCH **ALTERNATOR** 17 OFF (Y) ON SYNCHRONIZATION **ALTERNATOR** RETRACT STATOR TO ENGINE THROTTLE LINKAGE SYSTEM EXTEND STATOR R.P.M. INCREASE EXTEND STATOR R.P.M. INCREASE SYNCHRONISER UNIT RETRACT STATOR R.P.M. DECREASE SYNCHRONISER UNIT **LEFT-HAND SLAVE ENGINE** ROTOR SHAFT



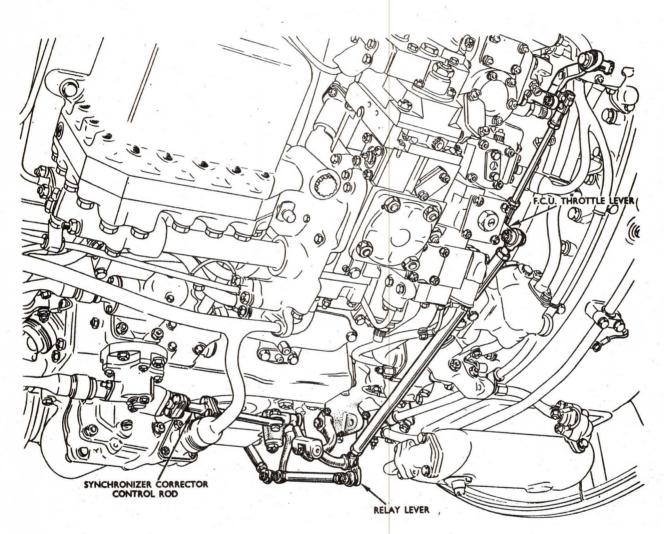
TECHNICAL SCHOOL NOTES

AUSTRIAN AIRLINES



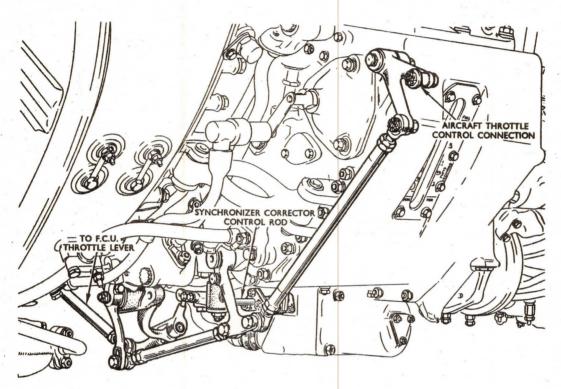




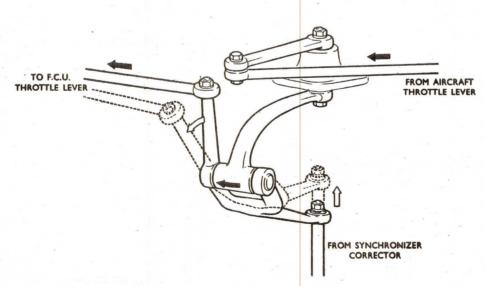


T 45 j 19 CONTROLS AN DER LINKEN TRIEBWERKSSEITE



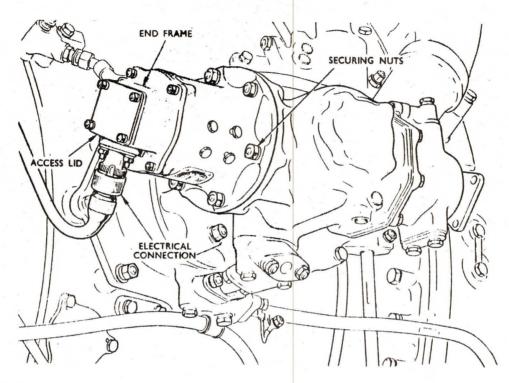


T 45 j 20 CONTROLS AN DER RECHTEN TRIEBWERKSSEITE

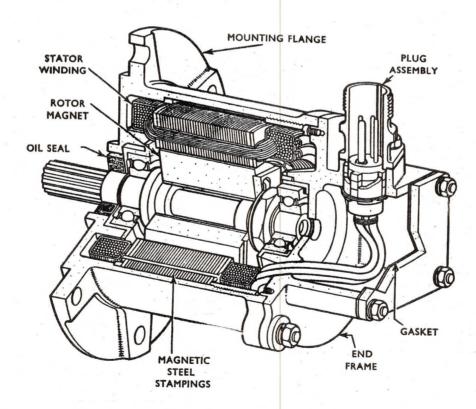


T 45 j 21 ARBEITSWEISE DER THROTTLE CONTROL LINKAGE



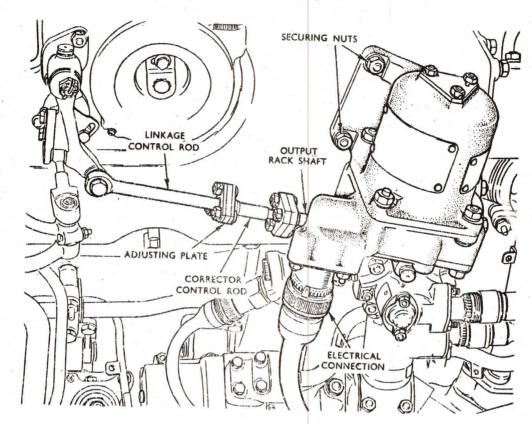


T 45 j 22 SYNCHRONIZER ALTERNATOR

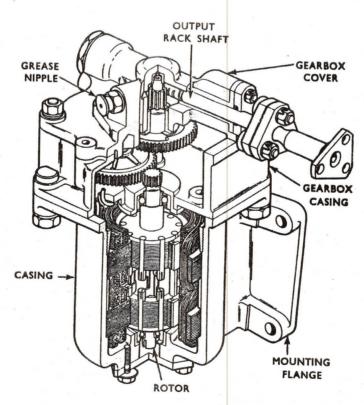


T 45 j 23 SCHNITT DURCH DEN SYNCHRONIZER ALTERNATOR

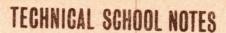
AUA



T 45 j 24 SYNCHRONIZER CORRECTOR UNIT



T 45 j 25 SCHNITT DURCH DIE SYNCHRONIZER CORRECTOR UNIT





ENGINE CONTROLS

Allgemeines (Abb. 1)

Die wichtigsten Elemente zur Bedienung des Triebwerkes sind am Control Pedestal angeordnet und zwar Hebel zur Betätigung von:

- Throttle Valve (Throttle Lever)
- Thrust Reverser (Reverse Thrust Lever)
- Low Pressure Shut Off Cock (L.P. Cock Lever)
- High Pressure Cock (High Pressure Cock Lever) Weiters beinhaltet das System der Engine Controls:
- das Engine RPM Synchronizing System
- das Exhaust Gas Top Temperature Control System
- Microswitches, die von Throttle- bzw. H.P. Cock Controls betätigt werden und auf verschiedene Flugzeugsysteme wirken.

Throttle- und Reverse Thrust Controls (Abb. 2 bis 6)

Die Throttle- und Reverse Thrust Controls bestehen aus:

- 1. Controls am Pedestal, Gestänge und Seilzügen im Rumpf
- 2. Controls am Triebwerk

Die Leistung jedes Triebwerkes und die Bewegung der Thrust Reverser Tore wird durch zwei am Pedestal angeordnete Hebel geregelt.

Mit den beiden Hebeln wird eine Seilrolle betätigt, an der Drahtseile angebracht sind, die zum Stub Wing Cross Shaft führen. Am nacelleseitigen Ende des Cross Shaft sind befestigt:

- 1. Throttle Control Rod
- 2. Thrust Reverser Teleforce Control Cable (Dunlop Valve Control)



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Ein zweites Teleforce Cable steuert die Verriegelung der Throttle Control, die verhindert, daß die Drehzahl über 4 300 RPM erhöht wird, während sich die Reverser Tore bewegen. (Interlock System, Baulk). Von diesem Teleforce Cable wird auch das mechanische Air Conditioning Supply Shut Off Valve betätigt (Abb. 6) (Siehe Kapitel T 42 a).

Dieses System ist aus den Abbildungen T 45 k 11 bis 16 des Kapitels "Exhaust" im Detail zu ersehen.

Der Mechanismus der beiden am Pedestal befindlichen Hebel ist so gestaltet, daß:

- 1. Der Reverser Lever nur bewegt werden kann, wenn der Throttle Lever in Idling Position ist.
- 2. Der Throttle Lever nur bewegt werden kann, wenn der Reverser Lever in der Stellung Reverse Idling ist.

Dies wird durch die Bewegung des mit zwei Rollen versehenen Rocker (Abb. 3, Detail B) erreicht, der entweder den Throttle Lever oder den Reverser Lever in der Idling Position blockiert (Abb. 4).

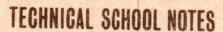
Die Throttle Levers können mittels Friction Locks (Abb. 3) fixiert werden.

High Pressure Cock Controls (Abb. 7 und 8)

Die Hebel zur Bedienung der High Pressure Cocks befinden sich am Pedestal und sind in der OPEN-Stellung gesichert.

Die Hebelbewegung wird im Pedestal durch Gestänge und im Rumpf durch ein Teleforce Cable auf eine Seilrolle beim Frame 50 übertragen.

Die weitere Übertragung erfolgt durch ein Seil auf die Pressure Seal Tube und von dieser auf das H.P.C.-Gestänge.





Throttles und H.P. Cock Microswitches (Abb. 9 und 10)

Einige Systeme der Caravelle werden von der Stellung des Throttlebzw. H.P. Cock-Lever beeinflußt.

Dies geschieht mittels einer Anzahl von Microswitches, die von Nocken betätigt werden, welche an die Engine Control Mechanismen angeschlossen sind.

Für jedes Triebwerk befindet sich eine Microswitch Control Box an der Innenseite des Rumpfes zwischen Frame 51 und 52.

Jede Microswitch Control Box enthält 6 Schalter, für einen Siebenten ist der Platz vorgesehen.

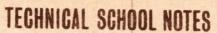
Die Schalter werden folgendermaßen betätigt:

1. High Pressure Cock Microswitches

1	LH Box		RH Box				
Microswitch wenn:	schließt	Stromkreis	Microswitch wenn:	schlie	eßt Stromkreis		
17 X	HP cock	closed	18 X	HP	cock closed		
19 X	HP cock	open	27 X		cock open		
69 X	HP cock	open	68 X		cock open		

2. Throttle Microswitches

LH Box			RH Box	
Micro- schließt switch Stromkreis wenn	öffnet Stromkreis wenn	Micro- switch	schließt Stromkreis wenn	öffnet Stromkreis wenn
15 X RPM > 8000	RPM < 8000	16 X	RPM >8000	RPM < 8000
13 X RPM ≤6000	RPM > 6000	14 X	RPM ≤ 6000	RPM > 6000
61 X RPM ≤3000	RPM >3000	60 X	RPM < 3000	RPM > 3000





Die nachfolgenden Tabellen geben einen Überblick über jene Flugzeugsysteme die von obgenannten Microswitches beeinflußt werden.

Der Stromkreis der Microswitches ist Abb. 10 zu entnehmen.

Position of HP Fuel Valve HP Cock		Microswitch		Relay	Microswitch und/oder Relay Funktion	Kapitel Referenz		
LH	RH	Offen	Geschl.	Erregt		ATA	AUA Technica School Notes	
geschl		17 X		299 D	Closes LH de-icing air master shut- off valve	30 30	T 42 j	
				49 X	Oil pressure drop (LH)	79 28 77	T 45 g T 42 h T 45 m	
				81 X	Engine ignition (LH)	80	T 45 1	
-		- 10 m		195 Н	Air conditioning master valve (LH).	21	Т 42 а	
	geschl.	18 X		300 D	Closes the de-icing air master shut- off valve (RH) RH Airfoil de-icing valve test cir- cuit control	30 30	T 42 j	
				50 X	Oil pressure drop (RH)	79 28 77	T 45 g T 42 h T 45 m	
				80 X	Engine ignition (RH)	80	T 45 1	
				196 н	Air conditioning master valve (RH),	21	Т 42 а	
geschl		19 X			Cuts off the LH DC generator coupling contactor circuit	24	T 42 d	
	geschl.	24 X			Cuts off the RH DC generator coupling contactor circuit	24	T 42 d	
geschl		69 X			Cuts off the LH alternator excitation circuit	24	T 42 d	
	geschl.	68 X		and the state of	Cuts off the RH alternator excitation circuit	24	T 42 d	

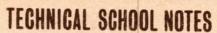


Thro Posi (RP	tion	Microswitch		Relay	Microswitch und/oder Relay Funktion		Kapitel Referenz		
LH	RH	Offen	Geschl.	Erregt	是是是是是不是一个	ATA	AUA Technic. School Notes		
3000 oder darun- ter		61 X		82 X	Spoilers	27	T 42 g		
	3000 oder darun- ter	60 X		38 X	Spoilers	27	T 42 g		
6000 oder darun- ter		13 X		77 X	Auxiliary ventilation	21 32	T 42 a T 42 1		
	6000 oder darun- ter	14 X		72 X	Auxiliary ventilation Landing gear warning horn	21 32	T 42 a T 42 1		
über 8000			15 X	21 X 197 Н	Plane de-icing safety device LH engine de-icing safety device LH speedbrake indication Closing of LH main air-conditioning supply valve	30 75 27 21	T 42 j T 45 f T 42 g		



	Throttle Position (RPM) LH RH		Micros	witch	Relay	Microswitch und/oder Relay Funktion		Kapitel Referenz		
			Offen Geschl.		Erregt			AUA Technical School Notes		
		über 8000		16 X	20 X	Plane de-icing safety device RH engine de-icing safety device RH speedbrake indication	30 75 27	T 42 j T 45 f T 42 g		
		0000			198 н	Closing of RH main air-conditioning supply valve	21	Т 42 а		
The state of the s										
And the second s										







Fuel Low Pressure Shut Off Cock Control (L.P. Cock) (Abb. 11)

Im Niederdruckteil des Kraftstoffsystems ist ein Absperrhahn eingebaut, der ein Absperren des Kraftstoffzuflusses zum Triebwerk im Notfall ermöglicht.

Dieser mechanisch betätigte Hahn befindet sich im vordersten Abteil des Stub Wing.

Der L.P. Cock Control Lever befindet sich am Pedestal (Abb. 1) und ist normalerweise mittels einer Drahtsicherung in der OPEN-Stellung fixiert.

Die Übertragung der Hebelbewegung erfolgt über Drahtseile bis zu einer Seilrolle beim Frame 50 und von dort über ein Gestänge zum L.P. Cock.

Die richtige Seilspannung soll entsprechend der im Cargo Compartment herrschenden Temperatur überprüft werden (Abb. 12).

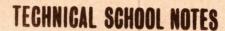
Top Jet Pipe Temperature Controls System (Abb. 13 bis 16)

1. Allgemeines

Sollte die Jet Pipe Temperature eines Triebwerkes das zulässige Maximum überschreiten, dann wird das von acht, in der Jet Pipe befindlichen Thermoelementen stammende Temperatursignal verstärkt, und ein Solenoid in der Fuel Control Unit erregt.

Diesæ Solenoid wirkt auf ein Ventil in der FCU, wodurch der Fuel Flow reduziert wird.

(Acht weitere Thermoelemente geben ein Temperatursignal an das JPT-Indicating System. Diesbezüglich siehe T 45 m, "Engine Indicating".)





2. Beschreibung

Der Schalter "E.G.T. REGUL" (16 E) mit den beiden Stellungen AUTO und SHUNT auf Panel UC 3 schaltet die Stromzufuhr zu den FCU Solenoiden beider Triebwerke.

Ein Relay (62 E - RH, 63 E - LH) ist über einen Gleichrichter direkt an die 115 V, 400 c.p.s. Stromversorgung angeschlossen. Es hat die Aufgabe, die zwei von den Thermoelementen kommenden Leitungenkurzzuschließen, wenn die 115 V, 400 c.p.s. - Stromversorgung ausfällt. Es wird dann der Verstärker auf die Solenoide in der FCU wirken und den Fuel Flow reduzieren.

3. Test Sockets

Innerhalb der Kabine zwischen den Frames 54 und 55 ist für jedes der beiden Systeme ein Testsocket vorgesehen (144 YX-RH, 143 YX-LH). Es kann damit der Thermoelemente-Stromkreis überprüft werden.

Engine Synchronization Control System

1. Anforderungen

Das System ermöglicht einen Betrieb der Triebwerke mit genau gleicher Drehzahl, ohne manuelle Betätigung der Throttle Levers.

2. Arbeitsweise

A. Prinzip der Synchronisation (Abb. 17)

Eine Synchronisation der Triebwerksdrehzahl wird dadurch erzielt, daß man die Drehzahl der Slave Engine auf die am Master Engine selektierte Drehzahl bringt.

Die Slave Engine (Engine Nr. 1, LH-Engine) trägt eine Synchronizer Unit, die zwei RPM-Signale erhält:

- (1) Die Ausgangsfrequenz vom Master Engine Synchronizer Alternator.
- (2) Die Ausgangsfrequenz vom eigenen Synchronizer Alternator.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Die Synchronizer Unit verändert den Fuel Flow der Slave Engine solange, bis die beiden Frequenzen gleich sind, was der Fall ist, wenn beide Triebwerksdrehzahlen gleich sind.

Das Gestänge zwischen Synchronizer Unit und Fuel Control Unit ermöglicht ein Verstellen des Throttle Valve, ohne daß dadurch die Stellung des Throttle Lever im Cockpit verändert wird.

B. Bedienung und Anzeigen (Abb. 18)

Der Drehzahlbereich, den das System regeln kann, beträgt 400 RPM bei Leerlaufdrehzahl und sinkt mit zunehmender Drehzahlselektion.

Die Synchronization wird mit dem Schalter SYNCHRO (10 E) auf Panel UC 3 eingeschaltet, wodurch das Relay 11 E auf Panel UK 1 erregt wird. Das Relay, das von der Bus Bar PF 11-persorgt wird, ist mit dem Circuit Breaker "ENG SYNCHRONIZATION" (9 E) auf Panel UB 3 gesichert.

Vor dem Einschalten des Systems wird das Mastertriebwerk auf die gewünschte Drehzahl gebracht. Für das andere Triebwerk wird eine um 200 RPM geringere Drehzahl selektiert. Hernach kann das System eingeschaltet werden.

Bezüglich des "Unsynchronization Warning Light" siehe Kapitel T 45 m "Engine Indicating".



ENGINE INDICATING

(S.E. 210, ATA-Ref. 77)

T 45 m

Bearbeitet: Pöttinger

Ausgabe: 2/1/63



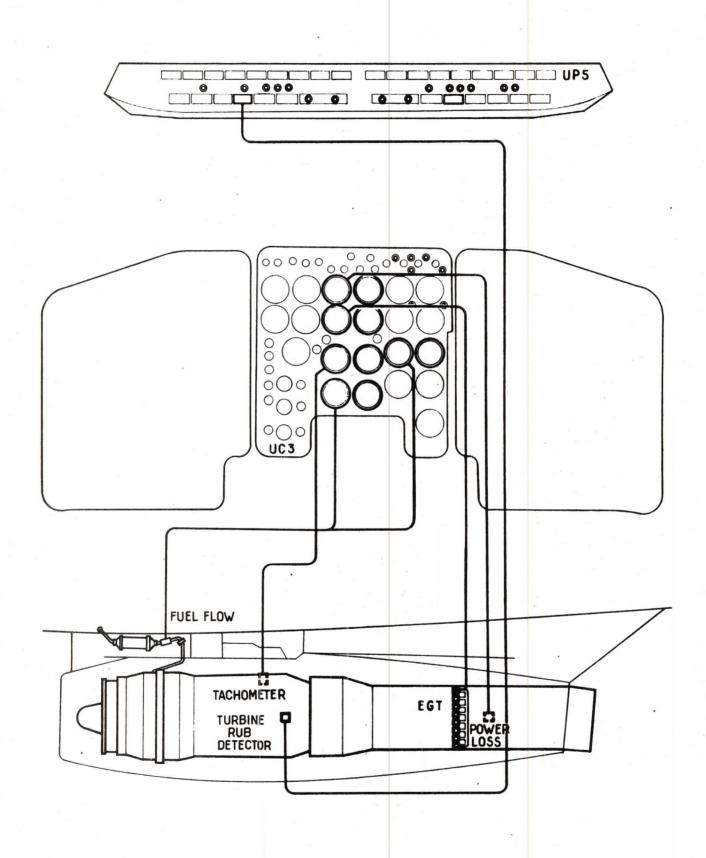
ENGINE INDICATING

(ATA-Ref. 77)

Abbildungsverzeichnis

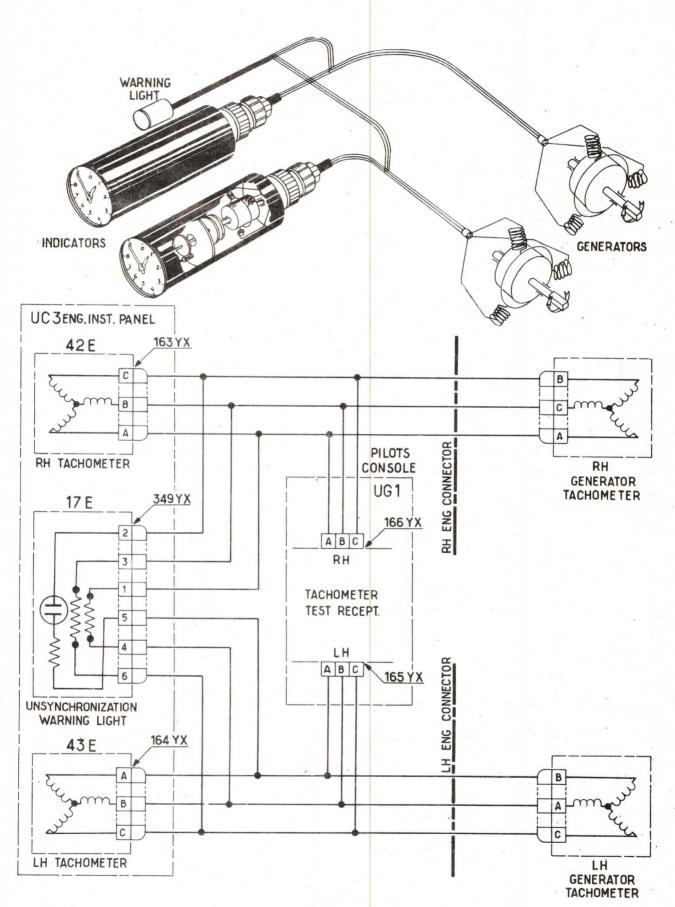
T 45 m	1	Engine Indicating System
T 45 m	2	RPM-Indicating System (Drehzahlanzeige)
T 45 m	3	Fuel Flow Transmitter
T 45 m	4	Fuel Flow Indicating System
T 45 m	5	Thrust Loss Indication System (1)
T 45 m	6	Thrust Loss Indication System (2)
T 45 m	7	Exhaust Gas Temperature Indicating System
T 45 m	8	Engine Turbine Rub Indicating System





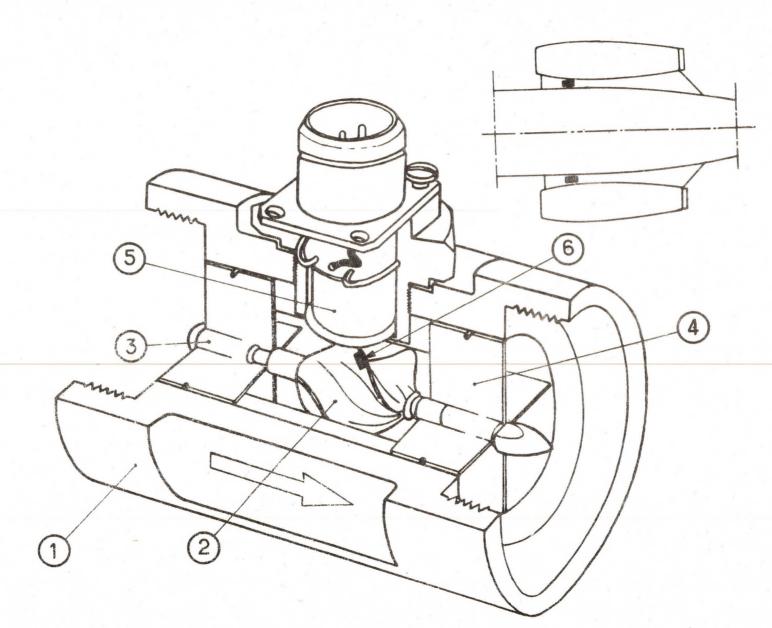
T 45 m 1 ENGINE INDICATING SYSTEM





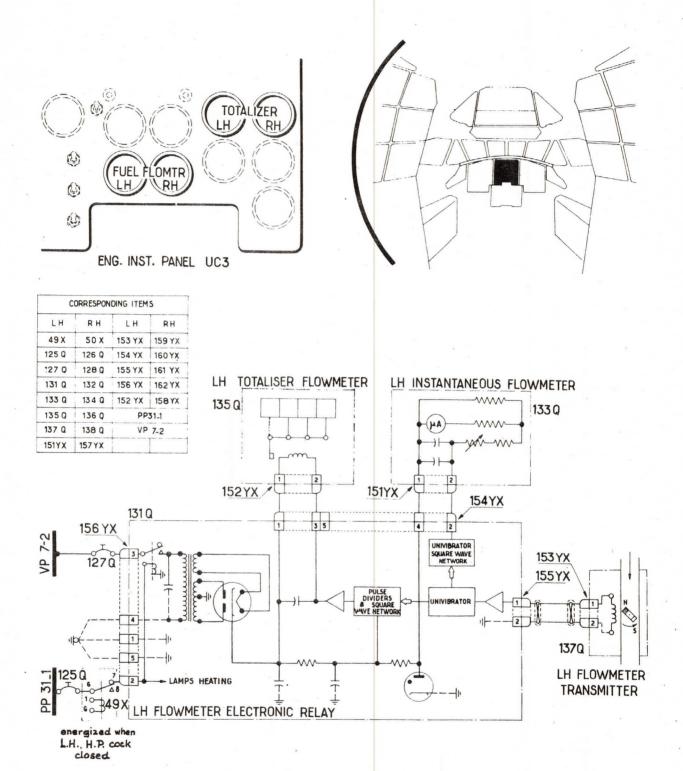
T 45 m 2 RPM-INDICATING SYSTEM (DREHZAHLANZEIGE)

(A)



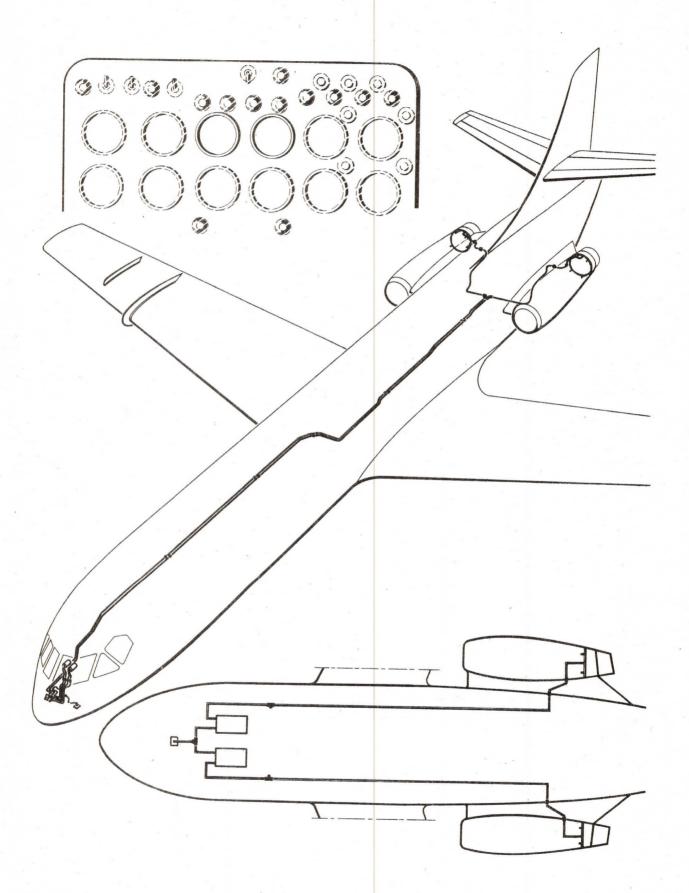
T 45 m 3 FUEL FLOW TRANSMITTER





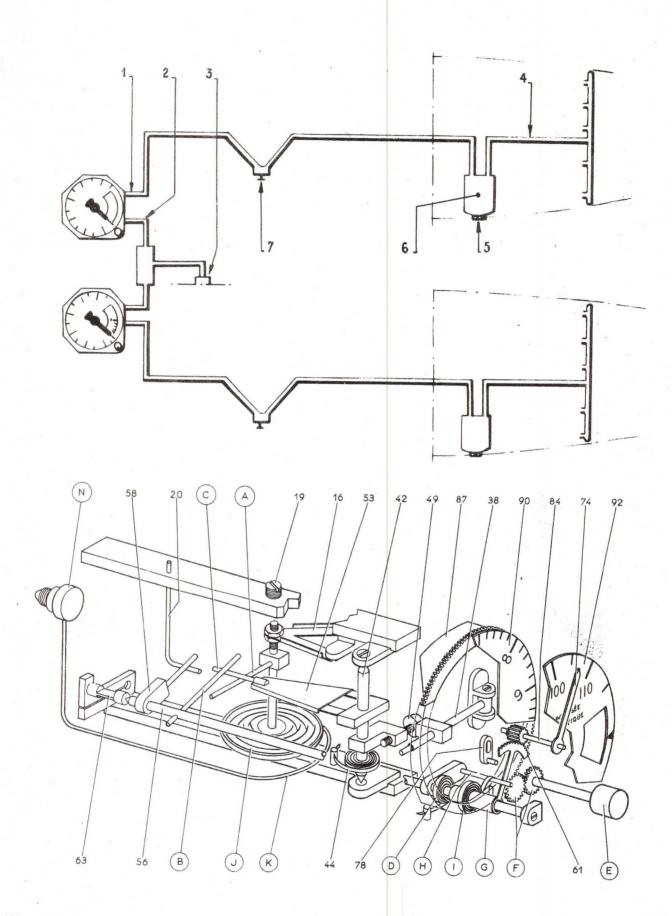
T 45 m 4 FUEL FLOW INDICATING SYSTEM

AUA



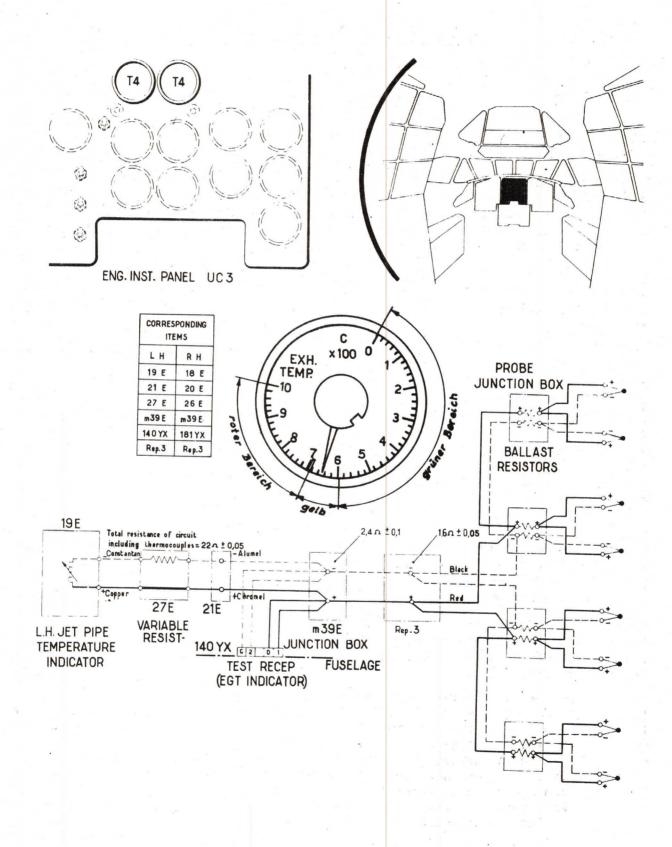
T 45 m 5 THRUST LOSS INDICATION SYSTEM (1)

AUA



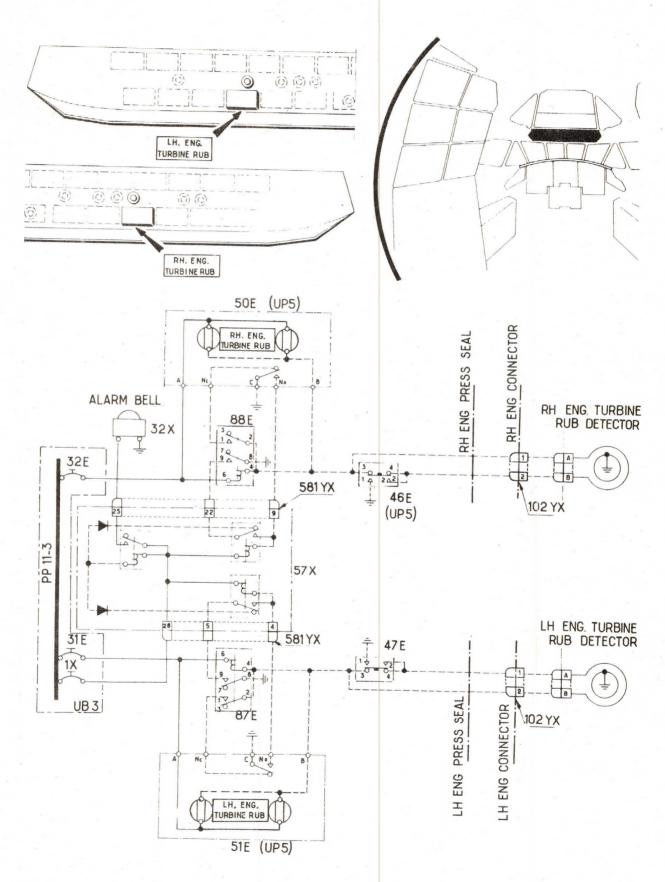
T 45 m 6 THRUST LOSS INDICATION SYSTEM (2)





T 45 m 7 EXHAUST GAS TEMPERATURE INDICATING SYSTEM

AUA



T 45 m 8 ENGINE TURBINE RUB INDICATING SYSTEM



ENGINE INDICATING

(S.E. 210, ATA-Ref. 77)

T 45 m

Bearbeitet: Pöttinger

Ausgabe: 2/1/63



ENGINE INDICATING

(ATA-Ref. 77)

Inhaltsangabe

Allgemein

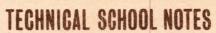
RPM-Indicating System

Fuel Flow Indicating System

Thrust Loss Indication System

Exhaust Gas Temperature Indicating System

Engine Turbine Rub Indicating System





ENGINE INDICATING

Allgemein

Die Kenntnis einiger charakteristischer Betriebsdaten der Triebwerke ist unerläßlich, zumal sich bei Überwachung solcher Daten jede Abweichung vom normalen Betriebszustand erkennen läßt. Für diesen Triebwerkstyp als primär zu bezeichnen sind die Größen RPM und Fuel Flow.

Es darf jedoch nicht übersehen werden, daß das vergleichende Beobachten mehrerer Meßsysteme das eigentliche Wesen der Triebwerksüberwachung darstellt. Auf Grund dieser Überlegung und aus Sicherheitsgründen haben sich die im folgenden zur Behandlung gelangenden Meßeinrichtungen als notwendig erwiesen.

RPM-Indicating System (Abb. 2)

Der mit etwa halber Triebwerksdrehzahl rotierende Permanentmagnetrotor des <u>Tachometer Generator</u> induziert in der Dreiphasenwicklung
des Stators eine Spannung, deren Frequenz der Triebwerksdrehzahl
proportional ist.

Im Anzeigegerät befindet sich ein Synchromotor, dessen Stator mit dem Stator des Gebers durch Leitungen verbunden ist. Die auf diese Art im Anzeigegerät reproduzierte synchrone Drehzahl wird auf dem Wirbelstromprinzip in einen proportionalen Zeigerausschlag umgesetzt (Zweizeigerausführung 1:10).

Ein <u>Unsynchronisation Warning Light</u> benützt eine Glimmlampe, die über je eine Phase der beiden Anzeigesysteme geschaltet ist und dadurch je nach Drehzahlunterschied abwechselnd aufleuchtet und verlischt (Schwebung), Bei Drehzahlgleichheit bleibt das Licht entweder verloschen oder brennt dauernd.

T 45 m 2



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Fuel Flow Indicating System (Abb. 3 und 4)

Als <u>Geber</u> befindet sich in der Treibstoffleitung unmittelbar nach dem Fuel Heater eine kleine Turbine, die durch den Treibstoffdurch-fluß angetrieben wird. Es kann nun nachgewiesen werden, daß ein bestimmter Treibstoffdurchsatz eine ganz bestimmte Umdrehungszahl des Rotors ergibt. Der Geber ist demnach imstande, eine dem jeweiligen Durchsatz proportionale Drehzahl zu präsentieren. Diese Drehzahl wird durch einen kleinen Permanentmagnet, der sich am Umfang des Rotors befindet und bei jeder Umdrehung in einer stationären Spule ein Signal induziert, elektrisch abgegeben.

Im Flowmeter Electronic Relay werden die Signalimpulse in Rechtecksschwingungen umgewandelt.

Im <u>Instantaneous Flowmeter Indicator</u> (Momentananzeiger) wird die Elektrizitätsmenge von Kondensatoren in Form der Spannung mittels eines Galvanometers gemessen. Diese Kondensatoren werden durch die Rechteckimpulse aufgeladen.

Durch Frequenzteilung (1/64) und anschließende Verstärkung kann ein Zählwerk im <u>Totalizer Flowmeter Indicator</u> angetrieben werden, das imstande ist, den totalen Treibstoffdurchsatz ab dem Zeitpunkt der Nullstellung anzuzeigen.

Thrust Loss Indication System (Abb. 5 und 6)

Das System zeigt der Besatzung den Schub in Prozenten (maximal erreichbarer Schub = 100%) an. Diese Messung wird in der Jet Pipe durch vier kleine Staurohre vorgenommen. Der abgenommene Druck wird in die Meßdose des Anzeigeinstrumentes geführt, während der Statikdruck in das druckdichte Gehäuse geleitet wird. Auf diese Art wird das Verhältnis p_4 zu p_0 gemessen und auf einer in % geeichten Skala zur Anzeige gebracht.

T 45 m 3



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Da jedoch der maximal erzielbare Schub von Platzhöhe und Lufttemperatur abhängt, muß eine Korrektur im Anzeigesystem vorgenommen werden können, Dies geschieht durch Einstellen einer Skala auf die aus Kurven zu entnehmenden Zahlen 1 bis 10.

Exhaust Gas Temperature Indicating System (Abb. 7)

Die Messung dieser Temperatur erfolgt mittels Thermoelemente. Es befinden sich acht Alumel-Chromel Elemente in der Jet Pipe. Die zum Anzeigegerät führenden Leitungen sind weitestgehend temperaturkompensiert. Das Anzeigegerät selbst stellt ein Millivoltmeter dar, dessen Nullpunkt mit einer Temperaturkompensation ausgestattet ist.

Die Wirkungsweise besteht darin, daß die in den Thermoelementen entsprechend der herrschenden Temperaturdifferenz entstehende Urspannung im Anzeigegerät einen Ausschlag hervorruft. Die Skala ist auf °C x 100 geeicht.

Engine Turbine Rub Indicating System

Da die meisten Triebwerksfehler in den Lagern der Turbine Section entstehen, wurde ein Warnsystem eingebaut, das jede radiale oder achsiale Verschiebung der Turbine feststellen kann. In einem feststehenden keramischen Ring ist ein metallischer Leiter eingebettet. Der mit dem Rotor drehende Ring hat in radialer und achsialer Richtung nur sehr geringes Spiel gegenüber dem feststehenden Ring. Jede Verschiebung führt unweigerlich zu einem Durchscheuern des Keramikringes und dadurch zu einer Masseverbindung. In der Folge leuchtet auf Panel UP 5 der Sammelalarm "TURBINE RUB". Durch Drücken auf das Alarmlicht kann die Warnung wieder ausgeschaltet werden, wenn eine Fehlwarnung vorliegt.

T 45 m 4



FUEL

(S.E. 210, ATA-Ref. 28)

T 42 h

Bearbeitet: Greda

Ausgabe: 2/1/63



FUEL

Inhalt

- 1. General
- 2. Storage
 - A. Description
 - B. Gravity filler plugs
 - C. Water drain valves
 - D. Ventilation
 - (1) Wing spar center box
 - (2) Main tank
 - (3) Outboard tank
 - E. Shrouds on low pressure pumps
 - F. Tank connections flap valves
- 3. Filling and drainage
 - A. Gravity filling
 - B. Pressure refuelling
 - C. Defuelling
 - D. Drain valves
- 4. Engine feed system
 - A. Low pressure pumps
 - B. Low pressure manifolds
 - C. Shut-off valves
 - D. Cross feed valves
 - E. Low pressure shut-off valve
 - F. Fuel heating system
- 5. Indicating
 - A. Description
 - B. Electric fuel gages
 - C. Dripstick
 - D. Fuel flow



- E. Low level warning
- F. Pressure indicator
- G. Low pressure warning
- H. Temperature indicator



TECHNICAL SCHOOL NOTES

FUEL

1. General Abb. 1 und 2

Die S.E. 210 "Caravelle VI R" ist mit vier Kraftstofftanks ausgerüstet, welche in den Tragflächen angeordnet sind. Und zwar ist die center spar box jeder Tragfläche zwischen rib 17 und rib 49 als main tank und zwischen rib 2 und rib 17 als outboard tank ausgebildet. Der in den Rumpf ragende Teil der center spar box (rib 49 bis rib 52) enthält keinen Kraftstoff.

Die Tanks können sowohl durch Druckbetankung als auch durch Normalbetankung aufgefüllt werden.

Für Druckbetankung ist jede Tragfläche an der Unterseite mit einem Auffüllanschluß versehen. Zur Kontrolle der Druckbetankung besitzt jeder Tank an der Tragflächenunterseite ein herausklappbares refuelling control panel. Diese refuelling control panels kontrollieren gleichzeitig die jeweiligen tank vent and overflow valves sowie beim main tank die crabpot valves.

Das Druckbetankungssystem kann außerdem auch zum Entleeren der Tanks verwendet werden.

Die Triebwerke werden durch low pressure pumps angespeist, von denen in jedem Tank zwei Stück in einer absperrbaren Kammer montiert sind. Die Leitung von jedem Pumpenpaar führt durch den rückwärtigen Holm der center spar box zu einem elektrisch betätigten shut-off valve. Die Leitungen von den beiden shut-off valves jeder Tragfläche führen zu einer Doppel-Y-Verbindung in der Flügelwurzel-Verkleidung. An diese Verbindung ist sowohl die cross feed pipe angeschlossen als auch jene Leitung, die nach hinten zum Triebwerk führt. Diese Leitung führt zuerst horizontal bis frame 47 und darnach im Rumpf vertikal nach oben zum stub wing.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Das fuel system im stub wing umfaßt folgende Bauteile: low pressure shut-off valve, bleed valve, fuel heater, flow meter transmitter, temperature probe und pressure transmitter unit. Die Leitung wird dann in die Nacelle geführt und ist an das triebwerksseitige Kraftstoffsystem über eine flexible Leitung angeschlossen. In dieser flexiblen Leitung sind weiters zwei flamestats für das fuel heating system angebracht. Außerdem ist am engine fuel filter ein low pressure warning switch montiert.

2. Storage Abb. 3, 4, 5 und 6

A. Description

Die insgesamt vier Tanks sind symmetrisch in den Tragflächen angeordnet. Jeder main tank hat ein maximales Fassungsvermögen von 8 100 1, jeder outboard tank ein Fassungsvermögen von maximal 1 400 1.

Die Tanks werden von der Tragflächen center spar box gebildet, die zu diesem Zweck mit "PR" sealing compound ausgekleidet wurde. Um im Inneren des Tanks Reparaturen vornehmen zu können, ist an der Rückseite jeder center spar box ein Mannlochdeckel angebracht.

B. Gravity filler cap Abb. 7

Um im Notfall die Tanks durch overwing Betankung auffüllen zu können, sind an der Tragflächenoberseite vier gravity filler caps angebracht. Die filler caps für die main tanks befinden sich zwischen rib 31 und rib 32, jene für die outboard tanks zwischen rib 9 und rib 10.

C. Water drain valves Abb. 7

An der tiefsten Stelle jedes Tanks, das ist die innere rückwärtige Ecke, ist je ein water drain valve eingebaut. Dieses Ventil kann von der Tragflächenunterseite betätigt werden.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

D. Ventilation Abb.8 und 9

(1) Wing spar center box

Der innerste Teil der center spar box (rib 49 bis rib 52) wird über zwei Öffnungen an der Tragflächenunterseite belüftet. Dadurch werden etwaige durch Leckkraftstoff sich bildende Kraftstoffdämpfe ins Freie abgeleitet. Außerdem sind an den tiefsten Stellen dieses compartments zwei drains angebracht.

(2) Main tank

Vom Inneren des main tanks bei rib 49 führt eine vent line durch den vorderen Holm der center spar box, verläuft dann entlang dieses Holmes nach außen bis rib 21. Von dort wird sie dann nach oben zu einer im inneren stall fence befindlichen vent valve box geführt. Eine zweite vent line vom Inneren des main tanks bei rib 21 ist über ein float valve ebenfalls an diese vent valve box angeschlossen. Stauluft gelangt über eine Öffnung im stall fence in die vent valve box.

(3) Outboard tank

Eine vent line führt vom Inneren des outboard tanks bei rib 16 nach außen durch rib 2 und ist dort an eine vent valve box angeschlossen, welche an der Außenseite von rib 2 befestigt ist. Die zweite vent line verläuft innerhalb von rib 2 über ein float valve und von dort ebenfalls zur vent valve box. Stauluft gelangt über eine Öffnung an der Tragflächenunterseite in diese vent valve box.

E. Shrouds on low pressure pumps Abb. 10

Die beiden low pressure pumps jedes Tanks sind in einer absperrbaren Kammer montiert. Diese befindet sich in der inneren rückwärtigen Ecke jedes Tanks; sie ist mit zwei Ventilklappen versehen, welche durch eine Schraube von der Tragflächenunterseite betätigt werden können. Wird diese Schraube herausgedreht, so schließen die beiden Ventilklappen und es braucht nur der innerhalb der Kammer befindliche Kraftstoff abgelassen werden, um die low pressure pumps auszubauen.

T 42 h 5



TECHNICAL SCHOOL NOTES

F. Tank connection flaps Abb. 11

Rib 46 im main tank und rib 15 im outboard tank sind mit solchen Klappen ausgerüstet. Die Klappen lassen den Kraftstoff ungehindert nach innen strömen, sperren jedoch das Abströmen des Kraftstoffes nach außen.

3. Filling and drainage Abb. 11 und 12

A. Gravity filling

Normale over wing Betankung ist, wie schon erwähnt, für jeden Tank einzeln durch gravity filler caps an der Tragflächenoberseite möglich. Dabei ist jedoch zu beachten, daß die refuelling control panels an der Tragflächenunterseite herausgeklappt sind, damit die overflow valves und crabpot valves wirksam werden.

B. Pressure refuelling Abb. 13, 14, 15, 16, 17, 18 und 19
Die Druckbetankungsanlage umfaßt pro Tragfläche einen Druckbetankungsanschluß an der Tragflächenunterseite. Von diesem Anschluß führen Leitungen zum main bzw. outboard tank. In jeder Leitung ist ein refuelling electro valve eingebaut, welches vom betreffenden refuelling control panel gesteuert werden kann. Grundsätzlich sind am refuelling control panel folgende sections möglich:

Main Tank: Betankung auf level 1 = 7 750 1

Betankung auf level 2 = 8 000 1

Outboard Tank: Betankung auf level 1 = 1 200 1

Betankung auf level 2 = 1 300 1

Beim main tank refuelling control panel ist außerdem ein presetting potentiometer montiert, auf dem man jede gewünschte Kraftstoffmenge selektieren kann.



TECHNICAL SCHOOL NOTES

C. Defuelling

Über den Druckbetankungsanschluß an der Tragflächenunterseite kann mit Hilfe der Pumpen des Tankwagen auch ein Entleeren der Kraftstofftanks vorgenommen werden. Dazu muß lediglich mit dem an jedem refuelling control panel angeordneten defuelling switch das refuelling electro valve auf drain geschaltet werden und das vent valve in der refuelling line manuell blockiert werden.

D. Drain valves Abb. 20

Je ein solches Ventil befindet sich in der Kraftstoffleitung zum Triebwerk etwa bei frame 45 innerhalb der Flügelwurzelverkleidung. Über dieses Ventil können die Tanks mit Hilfe der low pressure pumps entleert werden.

4. Engine feed system Abb. 21, 22, 23 und 24

A. Low pressure pumps

Hiebei handelt es sich um Kreiselpumpen, die von Elektromotoren angetrieben werden. Die beiden Pumpen jedes Tanks sind in Flugrichtung gesehen hintereinander montiert und werden, wie folgt, bezeichnet:

Main Tank: Vordere Pumpe A 2

Hintere Pumpe A 1

Outboard Tank: Vordere Pumpe P 2

Hintere Pumpe P 1

B. Low pressure manifolds

Jede low pressure pump fördert über ein check valve in diesen manifold, von dem eine Leitung durch die Absperrkammer zum shut-off valve führt. Zusätzlich ist an jedem manifold ein auf 2 kp/cm² (28 psi) eingestelltes overpressure relief valve.

C. Shut-off valve Abb. 25

Unmittelbar außerhalb jedes Tanks ist in der Druckleitung von den low pressure pumps solch ein elektrisch betätigtes Schieberventil eingebaut. Parallel zum Schieber sind zwei relief valves



TECHNICAL SCHOOL NOTES

eingebaut, welche auf folgende Werte eingestellt sind: In Richtung zum Tank: 0,140 kp/cm² (2 psi) In Richtung vom Tank: 3 kp/cm² (42,5 psi)

D. Cross feed valve

Grundsätzlich ist dieses Ventil von der selben Bauart wie die Shut off valves. Der Unterschied liegt darin, daß beide relief valves auf 3 kp/cm² (42,5 psi) eingestellt sind. Dieses Ventil ist im linken Hauptfahrwerksschacht in der Verbindungsleitung zwischen den beiden Tragflächen eingebaut.

E. Low pressure shut-off valve

In jedem stub wing ist ein solches mechanisch betätigtes Schieberventil eingebaut. Es besitzt ein auf 0,140 kp/cm² (2 psi) eingestelltes relief valve, welches in Richtung zum Tank öffnet.

F. Fuel heating system Abb. 26 und 27

Unmittelbar nach dem low pressure shut-off valve ist im stub wing ein mit Heißluft vom Triebwerk gespeister fuel heater angeordnet. Das Heißluftventil, das kurz hinter dem fuel heater montiert ist, kann vom Cockpit aus elektrisch gesteuert werden und bestimmt auf diese Weise den Grad der Kraftstoffaufheizung.

5. Indicating

A. Description

Das Kraftstoffsystem besitzt folgende Anzeige- bzw. Überwachungssysteme:

Fuel quantity
Fuel flow
Fuel pressure
Fuel temperature



TECHNICAL SCHOOL NOTES

Die Anzeigegeräte und Warnlichter zu diesen Systemen sind im Cockpit auf folgenden panels:

FO Flight Instrument Panel (UC 4)
Crowhead instrument Panel (UP 8)
Engine instrument panel UC 3
Overheat warning and
indicating panel UP 5

B. Electric fuel gages Abb. 28, 29 und 30

Dieses System trägt die Bezeichnung "Simmonds Pacitron" und beruht im Prinzip auf Kapazitätsvergleichsmessung von Kondensatoren. Zu diesem Zweck sind pro main tank sechs und pro outboard tank drei "gage probes" installiert. Die gage probes jedes jedes Tanks sind parallel geschaltet und an einen Verstärker gelegt, der seinerseits das betreffende Anzeigegerät steuert.

C. Dripstick Abb. 31

In jedem main tank sind zwei von diesen (rib 41 und rib 27)
Peilstäben. In jedem outboard tank befindet sich ein solcher
Peilstab (rib 11). Sie sind in Gewichtseinheiten (kg) geeicht
und können von der Tragflächenunterseite her betätigt werden.

D. Fuel flow Abb. 32 und 33

Im stub wing ist unmittelbar nach dem fuel heater in der Kraftstoffleitung der flowmeter transmitter eingebaut. Seine Arbeitsweise basiert auf dem Elektromagnetischen Induktionsprinzip. Die
vom flowmeter transmitter erzeugte Spannung wird einem Verstärker
zugeführt. Von diesem Verstärker werden zwei Anzeigegeräte angespeist: der flowmeter indicator, der den momentanen Verbrauch
anzeigt, und der totalizer indicator, der den Gesamtverbrauch
des betreffenden Triebwerks anzeigt.

E. Low level warning Abb. 34

In jeder main tank pump shroud ist ein low level float switch eingebaut. Bei Ansprechen dieses float switches läuft automatisch die outboard tank low pressure pump A 1. In diesem Fall



TECHNICAL SCHOOL NOTES

leuchtet am overhead warning and indicating panel (UP 5) eine Leuchtschrift "Fuel level" auf, am FO Flight Instrument Panel (UC 4) leuchtet eine "Low level" Warnlampe auf und ein Glockensignal kommt an.

Zum Testen des float switches ist an der Tragflächenunterseite ein Testknopf angebracht. Durch Herausdrehen dieses Knopfes kann auch bei volle Tank ein "Low level" simuliert werden.

- F. Pressure indicators Abb. 35
 - An jeder Kraftstoffleitung im stub wing ist ein pressure transmitter montiert. Die Übermittlung der Meßwerte auf ein Doppelgerät am UC 4 Panel erfolgt durch ein elektrisches Übertragungssystem.
- G. Low pressure warning Abb. 36
 Unmittelbar beim Ausgang jedes engine low pressure filters ist
 ein low pressure warning switch eingebaut. Fällt der Druck nach
 dem Filter auf 5 psi, so läuft automatisch die outboard tank low
 pressure pump A 2 an. Weiters kommt am UP 5 Panel die Leuchtschrift "RH" oder "LH fuel low pressure" an. Auf panel UC 4
 leuchtet eine "Low press" Warnlampe auf und ein Glockensignal
 ertönt.
- H. Temperature indicator Abb. 37
 Um die Temperatur des Kraftstoffes in der Leitung nach dem fuel heater dauernd überwachen zu können, ist in jeder Leitung ein Temperaturfühler angebracht, welcher ein Anzeigegerät auf dem engine instrument panel (UC 3) steuert.



AUA

Austrian Aulines

Tedinical School Notes

Sud Aviation S.E. 210 Canavelle VIR

Band 1

Ordnung für jeden Zwec





AUA

Austrian Autres

Edwical School Lites

Sud Ariation S. E 210

anavelle VIR

Sand 2

Ordnung für jeden Zweck

.



